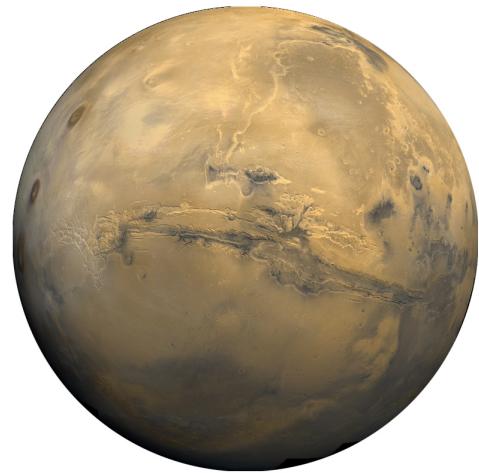
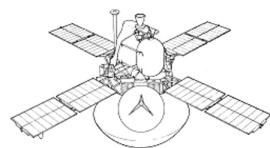


SupAero
Module Systèmes Spatiaux

LE PROJET VIKING



Jérôme BRAURE
TAS ASTRONAUTICS

Toulouse, le 9 juillet 2005

Table des matières

1	Un peu d'histoire	4
1.1	L'exploration de Mars, avant Viking	4
1.2	Le projet Viking	11
2	Anatomie des sondes Viking	13
2.1	Les orbiteurs	13
2.1.1	Structure	14
2.1.2	Propulsion	14
2.1.3	Puissance électrique	14
2.1.4	Régulation Thermique	15
2.1.5	Système de contrôle d'attitude et d'orbite	15
2.1.6	Télécommunications	15
2.1.7	Traitements des données	16
2.1.8	Charge utile	16
2.2	Les atterrisseurs	17
2.2.1	Structure	18
2.2.2	Puissance électrique	18
2.2.3	Propulsion et contrôle d'attitude	19
2.2.4	Télécommunications	19
2.2.5	Traitements des données	20
2.2.6	Système d'entrée, de descente et d'atterrissement	20
2.2.7	Charge utile	22
3	Les missions	31
3.1	Viking 1	31
3.1.1	Lancement et voyage	31
3.1.2	Mission de l'orbiteur	32
3.1.3	Mission de l'atterrisseur	33
3.2	Viking 2	35
3.2.1	Lancement et voyage	35
3.2.2	Mission de l'orbiteur	36
3.2.3	Mission de l'atterrisseur	37
4	Les Résultats scientifiques	39
4.1	L'atmosphère	39
4.2	La cartographie	40
4.3	La géologie	40
4.4	La météorologie	42
4.5	La vie sur Mars ?	44
4.6	Autres résultats	45

Chapitre 1

Un peu d'histoire

1.1 L'exploration de Mars, avant Viking

Mars, la planète rouge, a toujours fasciné l'homme, et depuis la découverte des "canaux" martiens par Giovanni Schiapparelli en 1877, les auteurs de science fiction ont constamment maintenu l'idée qu'une forme de vie existait sur la planète. La communauté scientifique restait sceptique, mais il n'est cependant pas surprenant que l'exploration de Mars devint une priorité dès les débuts de l'ère spatiale.

L'exploration de Mars fut initiée en 1960 par L'Union Soviétique avec les sondes Marsnik 1 et 2, Sputnik 22 et 24 ainsi que Mars 1. Cependant, aucune de ces sondes ne parvint même à atteindre l'orbite terrestre ! La première sonde américaine, Mariner 3 connut également un échec, en 1964, la coiffe du lanceur ne s'étant pas correctement détachée. Deux autres sondes soviétiques, Zond 2 et 3 échouèrent, respectivement en 1964 et 1965.

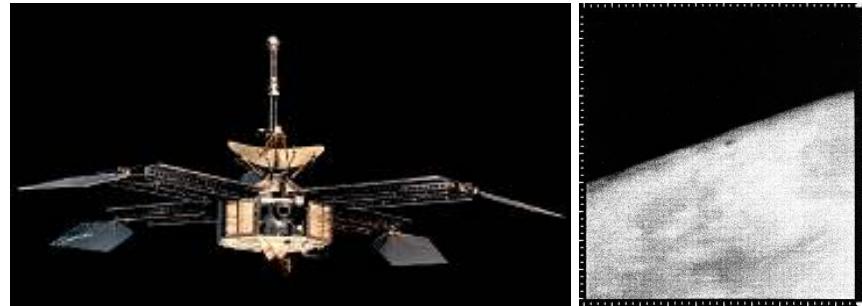


FIG. 1.1 – Mariner 4 et la première photo d'une planète (autre que la Terre) prise par une sonde spatiale.

Les américains obtinrent le premier succès lorsque la sonde Mariner 4 survola Mars le 14 juillet 1965 à une altitude d'environ 10 000 km. La sonde avait parcouru 523 millions de kilomètres en 228 jours. Le survol dura 30 minutes puis Mariner 4 quitta rapidement Mars. Le contact radio fut perdu le 1er octobre 1965.

La charge utile de Mariner 4 consistait en un magnétomètre, un détecteur de poussière cosmique, une chambre d'ionisation, un télescope pour l'étude des radiations cosmiques, un détecteur de radiations, un détecteur de plasma solaire et une caméra de télévision. Le seul équipement destiné exclusivement à l'étude de Mars était cette caméra ; les autres instruments devaient principalement mesurer les particules chargées, les champs magnétiques et les particules rencontrées dans le système solaire. Cependant, ces instruments effectuèrent d'importantes observations à proximité de

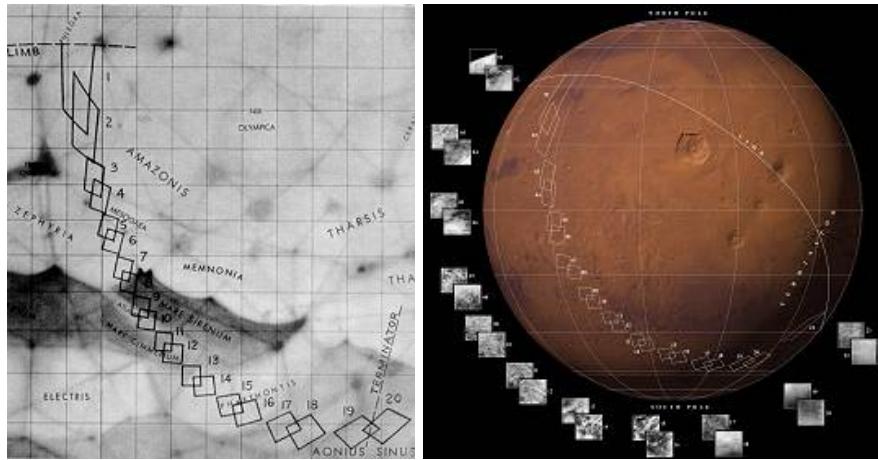


FIG. 1.2 – Localisations des prises de vue du survol de Mariner 4. A cette époque, on pensait toujours que Mars était couverte par les canaux de Schiaparelli ! (image de gauche).

la planète. Le magnétomètre, entre autres, démontra que si Mars possédait un dipôle magnétique, il valait moins de trois millièmes du dipôle terrestre. Ce résultat indiquait que la planète ne possédait pas de noyau métallique de fer et de nickel qui produit un champ magnétique par effet dynamo.

La structure de l'atmosphère martienne fut évaluée par des mesures d'occultation des signaux radio de Mariner 4. Peu après son arrivée vers Mars, la sonde passa derrière la planète, empêchant ainsi les signaux de télémestrie de parvenir jusqu'à la terre. Juste avant sa disparition, les signaux radio furent réfracté par l'atmosphère. Ces perturbations, les changements de phase et d'amplitude des signaux fournirent un modèle de la densité atmosphérique et de la température en fonction de l'altitude. La pression atmosphérique à la surface fut estimée à environ 5 millibars.

Mariner 4 renvoya la première photo de la surface de Mars (fig. 1.1). La caméra effectua 22 prises de vue (fig. 1.2), parmi lesquelles la meilleure avait une résolution de 3 km. A la grande déception de tous, ces images se révélèrent fort peu contrastées, malgré le traitement informatique. En revanche, les photos montraient plus de 300 cratères de météorites dont la taille était comparable aux cratères de la Lune. Les scientifiques en conclurent que la planète rouge était très similaire à notre satellite naturel. Cette idée persista pendant les programmes Mariner 6 et 7, jusqu'à ce que des images renvoyées par Mariner 9 furent observées.

Aucune mission vers Mars n'était prévue pour la fenêtre de tir de 1967 et la NASA ne démarra deux nouvelles expériences qu'en 1969. Mariner 6 (fig. 1.3) fut lancée le 24 février 1969 par une fusée Atlas Centaur, suivie un mois plus tard par Mariner 7, le 27 mars 1969. Le même jour, décolla à Baïkonour un lanceur Proton emportant la sonde Mars 1969A (nom générique, car la mission n'a jamais été annoncée officiellement) pour un court voyage, car la mission se termina peu après, suite à un échec au lancement. Quelques jours après, le scénario se reproduisit avec une sonde identique.

Le 1er août 1969, Mariner 6 passa très près de Mars. Environ 50 heures avant le survol, et à plus d'un million de kilomètre de l'astre, la caméra haute résolution était pointée vers la planète et transmit une séquence de 33 images, puis une seconde à une distance de 300 000 km. Le survol se produisit le 31 juillet 1969 et dura 30 minutes. La sonde passa à 3431 de Mars et ses deux caméras enregistrèrent 25 images de la zone équatoriale.

Pendant que Mariner 6 survolait Mars, Mariner 7 se trouvait encore à plusieurs millions de kilomètres de là et ses signaux radio n'étaient plus reçus sur Terre. Après quelques essais, un nouveau signal fut acquis mais il était cette fois partiellement distordu ; la sonde semblait avoir des mouvements singuliers, l'antenne de devait pas être correctement orientée vers la Terre. En utilisant

l'antenne omnidirectionnelle, le contact fut rétabli et la sonde réorientée vers son étoile de référence, Canopus, moins de 7 heures avant le début de sa mission.

Les images de Mariner 6 de la région polaire australe ayant montré tant de détails intéressants, Mariner 7 fut reprogrammée afin de prendre des photos haute résolution de la même zone. Parmi les nouvelles découvertes, Mariner 7 mit en évidence la très forte teneur en dioxyde de carbone dans l'atmosphère martienne, ainsi que la faible quantité d'azote.

L'objectif des missions Mariner 8 et 9 était la photographie de 70% de la surface de Mars, afin d'en étudier la topographie, la température, de rassembler des informations sur sa composition et celle de l'atmosphère. Afin de parvenir à ces objectifs, six catégories d'expériences furent utilisées : imagerie, spectrométrie infrarouge et ultraviolet radiométrie infrarouge, occultation en bande S et mécanique céleste. Une caméra grand angle fut développée afin de photographier toute la zone avec une résolution d'environ 1 km. De plus, une caméra capable d'une résolution de 100 m fut ajoutée. Il était prévu d'utiliser les variations de la pression atmosphérique à la surface pour mesurer la topographie du paysage martien, pendant que la radiométrie infrarouge devait être utilisée afin d'obtenir les températures du sol et ses propriétés physiques.

Le programme prévoyait d'utiliser Mariner 8 comme une sonde de reconnaissance étudiant la planète dans sa globalité. Mariner 9 examinerait ensuite les zones intéressantes plus en détail. La première sonde devait être placée en orbite quasi-polaire avec un périastre de 1250 km. La seconde sonde se placerait sur une orbite légèrement inclinée, avec une période de 20 h 30 de façon à survoler le même point tous les cinq jours. Cette orbite était choisie pour pouvoir détecter des variations causées par les saisons ou les vents, pour étudier l'atmosphère en effectuant des mesures sur l'horizon de la planète et pour photographier les deux satellites de Mars, Phobos et Deimos.

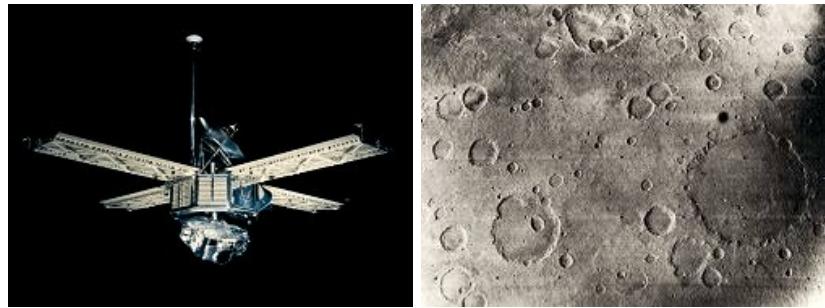


FIG. 1.3 – Mariner 6 et l'une de ses photos de la surface de Mars.

Mariner 8 fut lancée le 9 mai 1971. Malheureusement, le deuxième étage du lanceur Atlas Centaur de fonctionna pas et la sonde retomba dans l'Atlantique, à 1500 km de Cape Kennedy. Mariner 9 (fig. 1.4) fut lancée avec succès le 30 mai 1971. Après une correction de trajectoire six jours après le lancement, la sonde se plaça sur une orbite de transfert qui l'emmènerait vers Mars en 161 jours — deux semaines avant l'arrivée attendue des sondes soviétiques Mars 2 et 3 — après un voyage de 400 millions de kilomètres. A la fin septembre 1971, les instruments de Mariner 9 furent activés afin de tester les performances de pointage de la plateforme et pour calibrer les caméras. A cette occasion, des images de Saturne et de Mars furent envoyées vers la Terre. Au même moment, des observations faites depuis la Terre révélèrent qu'une tempête de poussière sévissait dans l'hémisphère sud de Mars. Cette tempête se développa durant les semaines suivantes, et le 10 novembre 1971, à quelque 800 000 km de la planète, la sonde commença à filmer à la vitesse d'une image par heure. Les images transmises montrèrent que la surface martienne était complètement cachée par la poussière en suspension dans l'atmosphère. En dépit de ces conditions défavorables, plusieurs images prises juste avant l'insertion en orbite montraient la calotte polaire sud et plusieurs régions sombres dans l'hémisphère nord. Ces régions sombres s'avérèrent être les sommets des plus hauts volcans du système solaire.

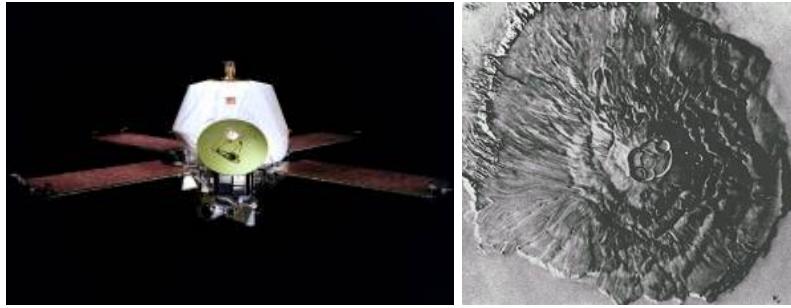


FIG. 1.4 – Mariner 9 et l'une de ses photos du plus haut sommet du système solaire, le volcan Olympus Mons.

A une distance de 2740 km de Mars, Mariner 9 réorienta ses rétrofusées et les mit en marche durant 915.6 secondes afin de se mettre en orbite martienne. Cette opération était automatique et utilisait un accéléromètre qui calculait la vitesse optimale pour l'insertion en orbite et pour l'arrêt des moteurs.

Après cette opération, la sonde disparut derrière la planète pendant 36 minutes. Lorsqu'elle réapparut, on eut la confirmation que la sonde était en orbite ainsi que prévu. Quatre orbites plus tard, les moteurs furent allumés 6 secondes afin d'apporter une correction de trajectoire. Plusieurs images furent obtenues durant chaque orbite, permettant de suivre l'évolution de la tempête. A la 64ème orbite, l'hémisphère sud était suffisamment dégagée pour permettre la couverture photographique systématique.

Des méconnaissances du champ gravitationnel de Mars altérèrent lentement l'orbite de Mariner 9 et abaissèrent le périastre ce qui eut pour effet de réduire le temps disponible pour la transmission de données vers la Terre. La distance Terre – Mars était en train d'augmenter et il fut nécessaire durant l'orbite 94 de rehausser le périastre à 1650 km, ce qui améliora les conditions pour le transfert de données et augmenta le champ de vision des caméras.

Durant l'orbite 100 le programme de photographie systématique commença pour de bon. L'atmosphère n'était pas aussi claire que les scientifiques l'auraient souhaité, mais la qualité et la distribution des photos était satisfaisante. De nouveaux détails furent découverts, tels que des coulées de lave, des structures volcaniques et plus particulièrement, un énorme canyon, baptisé Valles Marineris — en référence à la sonde Mariner qui le découvrit — d'une longueur de près de 5000 km, près de l'équateur.

Le 9 mars 1972, le programme de photographie était terminé. Après une période d'inactivité de la mi-mars au 8 juin, la sonde fut réactivée afin de prendre les meilleures photos possibles de l'hémisphère nord pour aider les scientifiques dans leur choix des sites d'atterrissement des sondes Viking.

La mission Mariner 9 se termina le 27 octobre 1972, après avoir pris 7329 photos durant 697 orbites autour de Mars. Pendant une manœuvre de pointage de la sonde vers la Terre, le réservoir d'ergols du contrôle d'attitude fut vidé entièrement. Les dernières télécommandes envoyées vers la sonde étaient destinées à arrêter le système de télécommunication afin d'éviter des interférences avec d'autres expériences dans l'espace.

Les soviétiques lancèrent trois sondes vers Mars en 1971. Kosmos 419, Mars 2 et Mars 3, (fig. 1.5) lancées respectivement les 10, 19 et 28 mai 1971 de Baïkonour, étaient environ cinq fois plus lourdes que Mariner 9. Kosmos 419 échoua au décollage car le troisième étage du lanceur Proton ne s'alluma pas, à cause d'une regrettable erreur de programmation dans le timing des événements. Un technicien avait programmé la mise à feu du moteur après une durée de 1.5 années au lieu de 1.5 heures ! Les deux autres sondes arrivèrent à destination deux semaines après leurs homologues américaines. Le 27 novembre 1971, juste avant la mise en orbite autour de la planète rouge, la

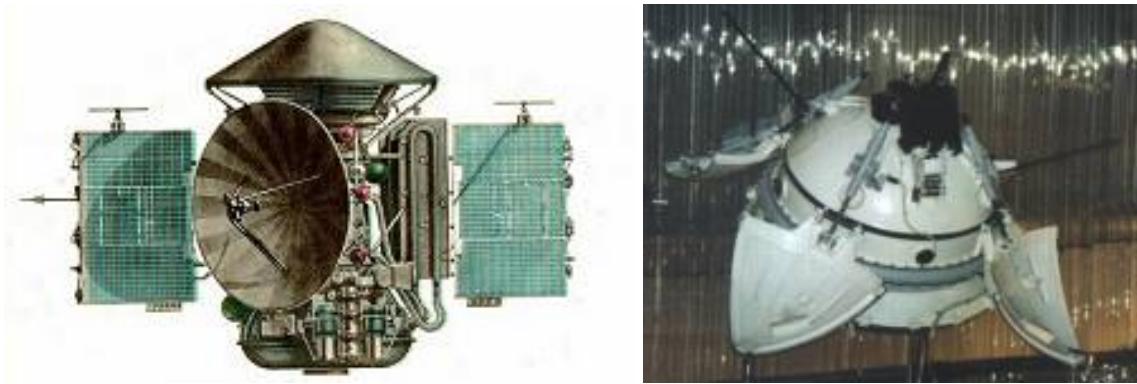


FIG. 1.5 – La sonde soviétique Mars 2 et l'atterrisseur de la mission Mars 3.

sonde Mars 2 relâcha une capsule scientifique destinée à se poser dans la région de Hellas Planitia. Mars 3 effectua la même opération le 2 décembre. Pour les atterrissages, les sondes utilisaient des parachutes à haute altitude et des rétrofusées durant la dernière phase de la descente.

Mars 2 se plaça en orbite martienne le 27 novembre 1971. L'atterrissement du module de descente échoua car le contact fut perdu juste avant la rentrée atmosphérique. L'engin s'écrasa dans Hellespontus Montes, au nord du bassin d'Hellas. Ce fut Cependant le premier artefact humain à toucher la surface de Mars ! L'orbiteur continua à retourner des données jusqu'au mois d'avril 1972. Toutes les photographies furent ratées à cause de la grande tempête de poussière, et des problèmes de télémétrie empêchèrent la transmission de la plupart des autres données scientifiques.

Largué en pleine tempête de poussière, l'atterrisseur de Mars 3 (fig. 1.5) réussit à se poser sur Mars. Pour la première fois dans l'histoire de l'exploration spatiale, un engin humain effectuait un atterrissage en douceur à la surface d'une autre planète.

L'impact avec la surface fut violent, la vitesse d'arrivée n'étant pas négligeable, mais des absorbeurs de chocs étaient conçus de manière à éviter tout dommage. Les quatre pétales s'ouvrirent et les communications avec l'orbiteur Mars 3 commencèrent peu après l'atterrissement, le temps pour les antennes de se déployer.

Malheureusement, environ 20 secondes après l'atterrissement, alors que les instruments et en particulier la caméra s'étaient déjà attelés à la tâche, les communications radios furent coupées pour une raison qui demeure inconnue. Elles ne seront plus rétablies. Impossible de savoir si l'incident était imputable à l'atterrisseur lui-même ou au système de relais radio de l'orbiteur. La courte session de communication avait servi à transmettre des données en provenance de la caméra. Mais sur l'image panoramique incomplète, aucun détail n'était visible. La photographie était de plus extrêmement peu lumineuse, comme si elle avait été prise en pleine obscurité. Les données obtenues sur l'atmosphère pendant la descente vers la surface seront également perdues. Elles ne pouvaient malheureusement pas être transmises pendant la descente, mais uniquement après l'atterrissement.

L'orbiteur de la mission Mars 3 eut beaucoup moins de chance que son prédecesseur. Pendant le voyage Terre–Mars, une fuite de carburant avait vidé partiellement ses réservoirs, et il ne lui restait plus assez de carburant pour s'insérer sur l'orbite initialement prévue. La sonde put cependant être placée sur une orbite d'une période de 12.7 jours (contre 18 heures pour Mars 2), avec un périastre à 1530 km et un apoastre à 190 000 km. L'inclinaison était par contre similaire à celle de l'orbite suivie par Mars 2. Cette orbite de secours était particulièrement défavorable aux observations, car la sonde ne passait que très peu de temps au périastre (seul endroit où la surface de Mars était assez proche pour pouvoir être étudiée) et il fallait attendre une douzaine de jours avant de repasser dans cette partie de l'orbite.

Les deux sondes Mars 2 et Mars 3 renvoyèrent vers la Terre un total de 60 images. La majorité

était inutilisable.

Mars 2 et Mars 3, en dépit de la tempête de poussière, retournèrent un large volume de données scientifiques sur la période qui s'étendait du mois de décembre 1971 au mois de mars 1972. Les communications continuèrent jusqu'au mois d'août 1972 et la mission se termina officiellement le 22 août 1972 pour les deux sondes, après 362 orbites pour Mars 2 et 20 orbites seulement pour Mars 3 (à cause de sa période de révolution beaucoup plus importante). La qualité des données transmises par Mars 2 était vraiment médiocre, et à l'exception des informations accumulées lors des périodes d'occultation, presque toutes les données étaient illisibles.

Les rares informations valables transmises par les deux engins soviétiques de 1971 peuvent être résumées en quelques lignes. Mars 2 et Mars 3 mirent en évidence la présence de reliefs élevés à la surface. La quantité de vapeur d'eau atmosphérique fut mesurée. L'humidité était plus élevée au niveau de l'équateur qu'au niveau des régions circumpolaires.

Le radiomètre infrarouge mit en évidence des contrastes thermiques très importants à la surface, et les températures enregistrées varièrent entre -93°C et +13°C, les températures les plus basses étant enregistrées au-dessus de la calotte polaire nord (-110°C). Le sol était caractérisé par une conductivité thermique très faible et les régions sombres étaient 10° à 15° plus chaudes que les régions claires (un résultat qui fut confirmé par Mariner 9). La température de la calotte polaire boréale était plus basse que celle de la calotte polaire australe, ce qui expliquait que cette dernière disparaissait entièrement pendant l'été, alors que ce n'était pas le cas pour les glaces de la région polaire nord.

Les observations indiquaient que la pression atmosphérique variait entre 5.5 et 6 millibars. La base de l'ionosphère commençait entre 80 et 110 km d'altitude et les particules de poussière des tempêtes pouvaient atteindre, d'après les soviétiques, une hauteur record de 7 km, sans qu'une valeur limite supérieure puisse être fixée¹. La taille des particules était très faible, de l'ordre de quelques micromètres, et la quantité de poussière brassée pendant la grande tempête fut estimée à 109 tonnes. A 40 km d'altitude, l'atmosphère martienne n'est plus constituée que d'atomes isolés d'oxygène et d'hydrogène, la densité étant bien sûr très faible.

D'autres informations furent retournées concernant le champ de gravité martien et du champ magnétique de la planète. Le magnétomètre décela à proximité de Mars un champ magnétique 7 à 10 fois plus puissants que le champ magnétique interplanétaire, sans qu'il fut possible d'en connaître l'origine. Il pouvait s'agir soit du véritable champ magnétique de la planète Mars, soit d'un champ magnétique issu de l'interaction des particules du vent solaire avec la haute atmosphère martienne. Seule une photographie, montrant le globe martien et obtenue à grande distance par la sonde Mars 3, fut publiée.

Les soviétiques décidèrent d'utiliser la fenêtre de tir de 1973 pour effectuer un atterrissage sur Mars. Les conditions étaient moins favorables que durant les autres oppositions. De ce fait, la charge utile scientifique était partagée entre quatre sondes (Mars 4, 5, 6 et 7), pour pouvoir fournir plus d'énergie à chaque charge utile. Les sondes Mars 4 et 5 atteignirent leur destination en mars 1974 mais une des rétrofusées de Mars 4 malfonctionna et la sonde ne put se mettre en orbite. La sonde dépassa la planète à moins de 2200 km de distance, pour continuer sur une orbite solaire. Au cours de ce passage, Mars 4 réussit quand même à renvoyer une douzaine d'images ainsi que des données radio acquises au cours de sa disparition derrière le disque martien, qui permit de fournir un profil vertical de la distribution électronique dans l'atmosphère du côté diurne et nocturne de la planète. Mars 4, en collaboration avec les sondes Mars 5 et Mars 6, allait ainsi détecter pour la première fois la présence d'une ionosphère sur le côté non éclairé de la planète. Après son rendez-vous manqué, la sonde soviétique continua à renvoyer des informations sur le milieu interplanétaire depuis son orbite solaire.

Mars 5 réussit sa manœuvre d'insertion et collecta des données durant 10 orbites, dont 108 images. Le photomètre travaillant dans les bandes d'absorption du CO₂ permit d'obtenir six profils altimétriques, qui correspondaient généralement à ceux obtenus par le spectromètre ultraviolet de

¹On sait maintenant que les particules de poussière peuvent monter bien plus haut, jusqu'à 50 km.

Mariner 9, tout en apportant des détails supplémentaires.

Le radiomètre infrarouge permit de mesurer les températures de surface et l'inertie thermique des sols étudiés était consistante avec une granulométrie variant entre 0.1 et 0.5 mm. L'un des polarimètres (le deuxième se bloqua malencontreusement) donna une estimation de la taille des plus petites particules constitutives des dépôts éoliens. Ces particules ne devaient pas mesurer plus de 0.04 mm. Le polarimètre montra aussi que les terrains fracturés à la suite d'une activité tectonique semblaient par contre formés d'un matériau granuleux à gros grains, entrecoupé de lits rocheux nus. La concentration en potassium, thorium et uranium de la surface martienne, obtenue grâce au spectromètre gamma, était similaire à celle des roches mafiques (roches volcaniques riches en fer et en magnésium, de type basalte). Le photomètre fonctionnant dans la bande d'absorption de la vapeur d'eau découvrit au sud de la région de Tharsis la plus forte concentration en vapeur d'eau atmosphérique jamais détecté jusqu'à maintenant : $100 \mu\text{m}$ d'eau précipitable. Le spectromètre ultraviolet dédié à la détection de l'ozone mit en évidence pour la première fois ce composé dans l'atmosphère martienne lors de l'observation du limbe de la planète. La couche d'ozone martienne se situait à 40 km d'altitude et sa concentration était mille fois plus faible que celle de la Terre. L'altitude de la couche d'ozone fut une surprise, car les scientifiques s'attendaient à la trouver à proximité du sol, sinon à la surface elle-même. Mars 5 détecta aussi de l'ozone au niveau des régions équatoriales, alors que les sondes Mariner ne l'avaient mis en évidence qu'au niveau des pôles, où il était plus abondant.

Mars 5 confirma aussi que la planète Mars possédait bien un champ magnétique intrinsèque (les sondes précédentes ne savaient pas si ce champ émanait de la planète Mars ou s'il était produit par le choc du vent solaire sur la haute atmosphère). Les capteurs sensibles au vent solaire mirent en évidence trois zones plasmatiques bien distinctes traversées successivement par Mars 5 : une zone où le vent solaire n'est absolument pas perturbé, une zone de transition (magnétopause) où le vent solaire rencontre un champ magnétique intrinsèque et enfin une zone où le champ magnétique martien prédomine (magnétosphère). C'est en observant grâce au magnétomètre l'inversion du champ magnétique martien par rapport au champ magnétique du milieu interplanétaire que les scientifiques eurent la certitude que la planète Mars possédait bien un champ magnétique dipolaire propre.

Le champ magnétique martien présentait quelques différences notables avec le champ magnétique terrestre. Son pôle nord est situé dans l'hémisphère nord, alors que c'est le contraire pour la Terre. Sur notre planète, c'est effectivement un pôle sud magnétique qui pointe au niveau du pôle nord géographique. Le champ magnétique martien n'avait rien à voir non plus avec le champ magnétique terrestre du point de vue intensité : il était 3000 fois plus faible que ce dernier. Enfin, son inclinaison faisait un angle de 15° à 20° par rapport à l'axe de rotation.

Les résultats fournis lors des occultations radio de Mars 5, mis en commun avec ceux issus des survols des sondes Mars 4 et Mars 6, montrèrent que le côté non éclairé de la planète Mars comportait bien une ionosphère (qui n'avait alors jamais été détectée), avec un pic de densité électronique de 4600 électrons par cm^3 à une altitude de 110 km. Quant à la pression de surface, elle atteignait une valeur moyenne de 6.7 millibars pour les régions survolées lors des occultations.

La sonde Mars 6 comportait une plate-forme porteuse qui supportait un module de descente. À proximité de Mars, le module de descente se séparait de la plate-forme, celle-ci continuant sur sa lancée pour servir de relais de transmission avant de s'éloigner définitivement sur son orbite solaire. Après l'atterrissement, l'atterrisseur devait se livrer à une étude *in situ* des propriétés de la surface et de l'atmosphère.

Le contact avec l'atterrisseur Mars 6 fut malheureusement rompu alors que celui-ci était sur le point de toucher le sol de la planète Mars (0.3 secondes avant l'atterrissement selon certains auteurs). La perte du signal se produisit au moment précis où les rétrofusées devaient être mises à feu par l'altimètre radar. La sonde dut frapper la surface martienne à la vitesse mortelle de 60 m/s. Avant de disparaître des écrans de contrôle, Mars 6 avait transmis 224 secondes de données.

Le seul retour scientifique de Mars 6 était constitué par les 224 secondes d'informations transmises lors de la descente. Malheureusement, la plate-forme de Mars 6 avait subi, comme Mars 4, des

outrages de la part du milieu interplanétaire et la plus grande partie des données transmises furent illisibles ou inexploitables. Il n'en reste pas moins que Mars 6 a été la première sonde à transmettre des informations *in situ* sur l'atmosphère martienne.

Pendant la descente, les températures, les pressions ainsi que les données provenant du radar altimétrique, de l'accéléromètre ainsi que le décalage Doppler des signaux radios émis permirent de reconstituer la structure verticale de la troposphère martienne depuis le plancher de la stratosphère à 25 km d'altitude jusqu'à la surface, ainsi que la variation de la densité entre 82 à 12 km d'altitude. Une pression atmosphérique de 6.1 millibars fut mesurée juste avant la perte de contact avec l'atterrisseur, alors qu'un thermomètre avait enregistré dans le même temps une température de -43°C et un gradient de 2.5°C par km dans la tropopause. Les instruments détectèrent également à plusieurs reprises une concentration en vapeur d'eau supérieure aux valeurs communément admises. Le spectromètre de masse était fonctionnel pendant la descente, mais ses informations (dont le volume était trop important pour une transmission en temps réel) étaient stockées en vue d'une retransmission après l'atterrissement.

Les données furent perdues car la sonde s'écrasa. Cependant, en fouillant dans les informations de télémétries de l'instrument qui étaient, elles, transmises en temps réel, les ingénieurs s'aperçurent que la pompe à vide du spectromètre s'était mise à fonctionner d'une manière anormale, comme si elle essayait en vain d'enlever un gaz inerte. Bien vite, cette simple observation conduit à suspecter dans l'atmosphère martienne une large quantité d'argon, avec une abondance oscillant entre 25% et 45%².

Le module de descente de Mars 7 manqua la planète Mars de 1300 km le 9 mars 1974 à la suite d'une défaillance. La plateforme porteuse survola Mars puis continua sur une orbite solaire.

1.2 Le projet Viking



FIG. 1.6 – Le patch du projet Viking.

Le projet Viking, l'un des projets les plus ambitieux de l'exploration planétaire, avait été démarré par la NASA en décembre 1968, remplaçant le précédent projet d'exploration martienne Voyager dont le coût annoncé, et des doutes sur son utilité, avaient causé son abandon. Ce projet démarré en 1965 visait une exploration de Mars à long terme, incluant, dans une première phase, des missions de survol et de mise en orbite autour de la planète, puis une série de missions d'atterrissement prévues pour 1973, 1975 et 1977. Le lancement de ces sondes de 4 tonnes incluant un laboratoire de biologie de 450 kg devait être assuré par les fusées géantes Saturn I-B du programme Apollo. L'ambitieux projet fut revu à la baisse et rebaptisé Viking, lorsque les budgets de la NASA plongèrent suite à la fin du programme lunaire. Le laboratoire de 450 kg³ n'irait donc plus sur la planète rouge.

²On sait maintenant que ce résultat était faux, l'atmosphère martienne ne contenant que 1.6% d'argon.

³Le laboratoire de biologie des sondes Viking pèsera seulement 15.5 kg.

Les principaux objectifs de la mission Viking étaient l'étude de la surface martienne grâce en particulier à l'obtention d'images à haute résolution, la caractérisation de la structure et de la composition de la surface et de l'atmosphère, ainsi que la recherche d'éventuelles formes de vie.

Le centre NASA de Langley à Hampton en Virginie se vit attribué la gestion du projet dans sa totalité, ainsi que de la mise au point de l'atterrisseur, qui serait construit par un partenaire industriel. Le Jet Propulsion Laboratory récupéra quant à lui la mise au point de l'orbiteur, ainsi que la navigation, l'acquisition des données et le contrôle des opérations. A partir du 1er avril 1978, le JPL obtint aussi la gestion du projet, qui avait été la prérogative du centre de Langley depuis la naissance officielle de la mission Viking en 1968. Enfin le centre de recherche de Lewis de la NASA à Cleveland dans l'Ohio) reçut la lourde tache du développement du lanceur Titan/Centaur.

Pendant la première année du projet, les choses semblaient avancer à bon train. Le choix de l'industriel sensé dessiner et construire l'orbiteur et l'atterrisseur était arrêté : ce serait la division de Denver de la firme Martin Marietta Aerospace, basée au Colorado. La plupart des décisions concernant les deux sondes furent prises, les instruments scientifiques à embarqués furent sélectionnés, ainsi que les équipes de scientifiques qui auraient la responsabilité de les mettre au point et de les employer au mieux ensuite. Mais dans les derniers jours de l'année 1969, le couperet tomba sur l'ambitieux projet américain. Un trou de quatre milliards de dollars fut découvert dans le budget et Viking fut l'objet d'une coupe drastique dans son financement. D'abord hésitante sur la conduite à tenir, la NASA décida finalement de ne pas toucher au projet lui-même, mais simplement de le retarder de deux années supplémentaires. La mission Viking était maintenant prévue pour 1975 et les américains se retrouvèrent sans sonde martienne pour l'année 1973.

Le projet Viking allait coûter 1 milliard de dollars.

Chapitre 2

Anatomie des sondes Viking

Le projet Viking se composait de deux couples orbiteur / atterrisseur identiques, respectivement dénommés Viking 1 et Viking 2.

Les orbiteurs étaient destinés à se placer en orbite autour de Mars et les atterrisseur seraient capables de se poser en douceur sur la surface de la planète. Une fois les atterrissages effectués, chacun des quatre éléments se livrerait alors à des expériences scientifiques.

La séparation des deux modules ne serait pas effectuée avant que le site d'atterrissage soit sélectionné, les deux engins orbitant ensemble autour de l'astre. L'atterrissage direct, c'est-à-dire sans mise en orbite préalable comme cela se fait de nos jours, ne fut pas retenu, et ce pour trois raisons :

1. Le choix du site d'atterrissage devait être confirmé par les caméras et les autres instruments des orbiteurs, car les détails du sol martien n'étaient pas connus avec suffisamment de détail.
2. A l'époque du projet Viking, la position de Mars n'était pas connue avec assez de précision pour pouvoir lancer la sonde sur une trajectoire de collision directe aboutissant sur le site d'atterrissage choisi. La sonde aurait risqué de manquer le site de centaines de kilomètres, voire même de simplement survoler Mars sans pénétrer dans l'atmosphère et continuer sur sa lancée dans l'espace interplanétaire.
3. L'orbite permettait d'attendre le moment opportun pour l'atterrissage. Les contrôleurs de vol auraient le temps de se préparer. Il pouvait s'agir d'attendre des conditions météorologiques plus favorables ou de modifier l'orbite pour passer au-dessus d'un site plus intéressant

2.1 Les orbiteurs

Les orbiteurs Viking avaient plusieurs rôles, ils servaient en premier lieu de vaisseau de transport pour les atterrisseurs, voyageant sur leur dos de la Terre à Mars. Une fois en orbite martienne, les orbiteurs se livraient à une reconnaissance détaillée des sites d'atterrissage préalablement sélectionnés. Après une étude approfondie, les sites étaient certifiés et les atterrisseurs étaient séparés de la plate-forme orbitale pour réaliser une descente atmosphérique freinée. Les orbiteurs servaient alors de relais de transmission entre les atterrisseurs et la Terre, tout en accomplissant leur travail de cartographie. La charge utile des orbiteurs avait été constituée des systèmes de :

- Imagerie orbitale.
- Cartographie infrarouge thermique.
- Détection d'eau dans l'atmosphère martienne.
- Etude du rayonnement électromagnétique.

Le couple orbiteur/atterrisseur pesait 3527 kg. Chaque orbiteur pesait 2352 kg (dont 1423 kg d'ergol pour assurer quatre manœuvres de correction de trajectoire pendant le voyage Terre – Mars,

la satellisation autour de Mars et 20 changements d'orbite une fois l'insertion orbitale réussie), soit un poids de 929 kg à sec.

2.1.1 Structure

La structure des orbiteurs était calquée sur celle de la sonde Mariner 9. Le corps central était constitué d'un prisme octogonal de 2.5 m de diagonale. L'octogone comprenait quatre faces latérales longues (de 140 cm de longueur) et quatre faces latérales courtes (de 58 cm de longueur). La hauteur du corps était de 45.7 cm et la hauteur totale de la sonde de 3.29 m (couple orbiteur / atterrisseur). La structure centrale était découpée en 16 compartiments, 3 pour chaque face longue et 1 pour chaque face courte. Les différents compartiments hébergeaient les équipements électroniques comme l'ordinateur de bord, le système de télécommunications et les enregistreurs de données.

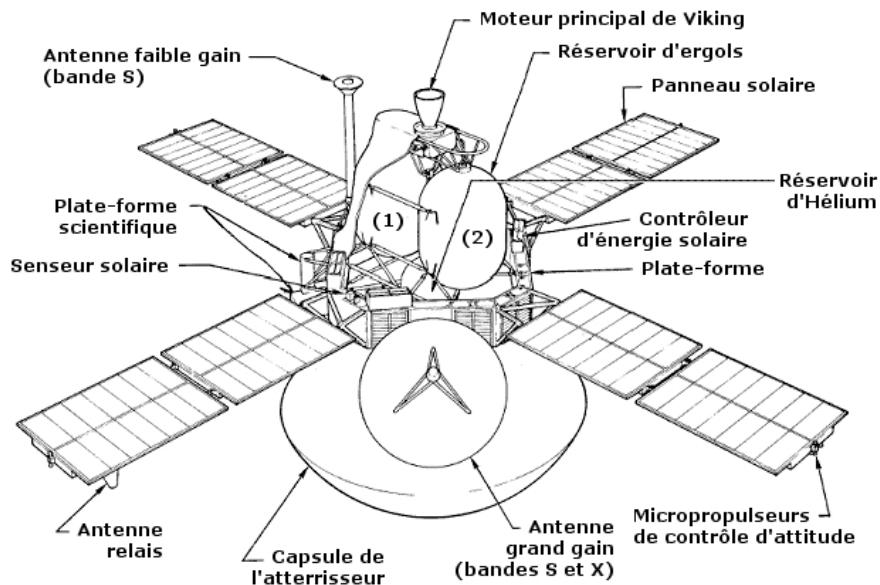


FIG. 2.1 – L'orbiteur Viking, transportant la capsule de descente.

2.1.2 Propulsion

Le moteur, monté sur la partie supérieure du corps octogonal métallique, brûlait un mélange de carburant liquide (tetroxide d'azote et hydrazine monométhylée) et était capable de fournir une poussée de 1323 Newtons, qui procurait un ΔV de 1480 m/s ou 5328 km/h. Le moteur était orientable sur 9°. Les réservoirs (l'un contenant l'hydrazine monométhylée, l'autre le tetroxide d'azote) étaient fixés sur la partie supérieure de l'orbiteur, en dessous du moteur lui-même.

2.1.3 Puissance électrique

Les générateurs solaires étaient disposés sur une structure en forme de croix s'étendant de chaque côté de la sonde, lui conférant une envergure horizontale de 9.75 m. Chaque aile comportait deux panneaux solaires de 1.57 m de long pour 1.23 m de large, chaque panneau étant lui-même formé par l'accolement de cinq sections rassemblant chacune 87 séries de 10 photopiles, ce qui représentait un total de 34 800 cellules solaires recouvrant une surface de 14.53 m². La puissance fournie par

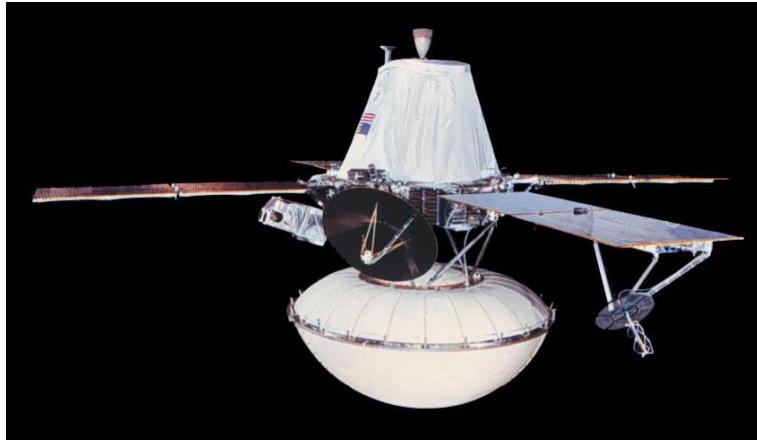


FIG. 2.2 – L’orbiteur Viking transportant la capsule de descente.

les panneaux solaires atteignait 620 W à proximité de Mars. Deux batteries nickel-cadmium d'une capacité de 30 Ah étaient disponibles pour stocker un maximum d'énergie en prévision des périodes de forte consommation ou du passage de la sonde dans l'ombre de Mars.

2.1.4 Régulation Thermique

La régulation thermique était assurée de manière passive par des volets mobiles équipant 10 compartiments et par une isolation à plusieurs couches, et de manière active par des radiateurs et des réchauffeurs électriques.

2.1.5 Système de contrôle d'attitude et d'orbite

Le système de contrôle d'attitude comportait 12 tuyères réparties sur l'ensemble de la sonde et éjectant de l'azote sous pression. Les instruments de navigation installés étaient les suivants :

- Un senseur solaire d'acquisition.
- Un senseur solaire de croisière.
- Un senseur stellaire pointé sur l'étoile Canopus.
- Une centrale inertie dotée de 6 gyroscopes et de 2 accéléromètres permettant une stabilisation trois-axes.

Pour parer à l'épuisement de l'azote alimentant les éjecteurs du système de contrôle d'attitude (ce qui pouvait mettre fin prématurément à la mission, comme ce fut le cas avec Mariner 9), les ingénieurs avaient mis en place une canalisation qui permettait de transférer l'hélium servant à pressuriser les réservoirs du moteur principal vers les circuits destinés initialement à l'azote (l'hélium pouvait ici aisément remplacer l'azote, car il s'agit juste d'éjecter le gaz dans l'espace et de profiter de la poussée obtenue pour modifier l'orientation de la sonde).

2.1.6 Télécommunications

Les communications longue distance étaient assurées par l'intermédiaire d'une antenne grand gain parabolique de 1.5 m de diamètre orientable sur deux axes fixée sur l'un des côtés de l'orbiteur et d'une antenne à faible gain montée sur la partie supérieure du bus central.

Les fréquences utilisées se situaient dans les bandes S (2.3 GHz en émission, 2.1 GHz en réception avec une puissance de 20 W en émission) et bande X (8.1 GHz en émission, 8.4 GHz en réception), spécifiquement pour des expériences de communication et de rayonnement radio. Les orbiteurs

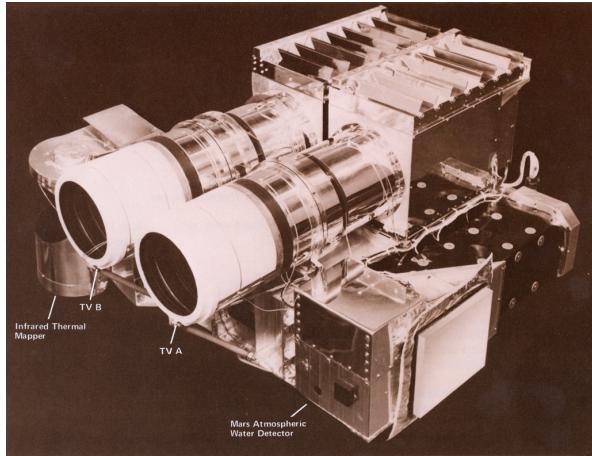


FIG. 2.3 – La charge utile de l'orbiteur, comprenant le VIS Visual Imaging System, le MAWD, Mars Atmospheric Water Detector et l'IRTM, Infrared Thermal Mapper.

étaient enfin équipés d'un relais radio UHF à 381 MHz pour les communications avec les atterrisseurs. Deux enregistreurs de bord pouvaient stocker 1280 Mb (160 Mo) de données avant leur transmission vers la Terre.

2.1.7 Traitement des données

Le traitement des données était assuré par deux processeurs identiques et indépendants, chacun équipé d'une mémoire de 4096 mots pour stocker les commandes reçues de la terre et les données acquises.

2.1.8 Charge utile

La charge utile (fig. 2.3), d'un poids total de 72 kg, était constituée de trois instruments scientifiques montés sur une plate-forme orientable fixée à la base de l'orbiteur. De cette façon, les instruments pouvaient être pointés vers les zones d'intérêt alors que l'orbiteur restait orienté vers le soleil.

Le VIS, Visual Imaging System

Le VIS était un système d'imagerie composé de deux caméras similaires à celles de Mariner 9, mais dans des versions améliorées et dotées d'un ensemble de six filtres couleurs. Chaque image comportait 1056 lignes de 1182 pixels, le codage de la luminosité se faisant sur 7 bits. A l'altitude de survol minimale des orbiteurs (300 km), la résolution atteignait 7.5 m par pixel, soit une amélioration d'un facteur 150 par rapport aux premières images de Mariner 4. Le léger décalage des axes de visée optique des deux caméras et le mode de fonctionnement retenu ont permis d'obtenir une couverture pratiquement complète de la surface de Mars (97%). Les bandes couvertes au cours d'une révolution étaient assez larges et se recouvrivent suffisamment sur les bandes précédentes et suivantes pour réduire de manière significative le nombre de zones non couvertes dans les prises de vue. Une image était délivrée toutes les 8.96 secondes.

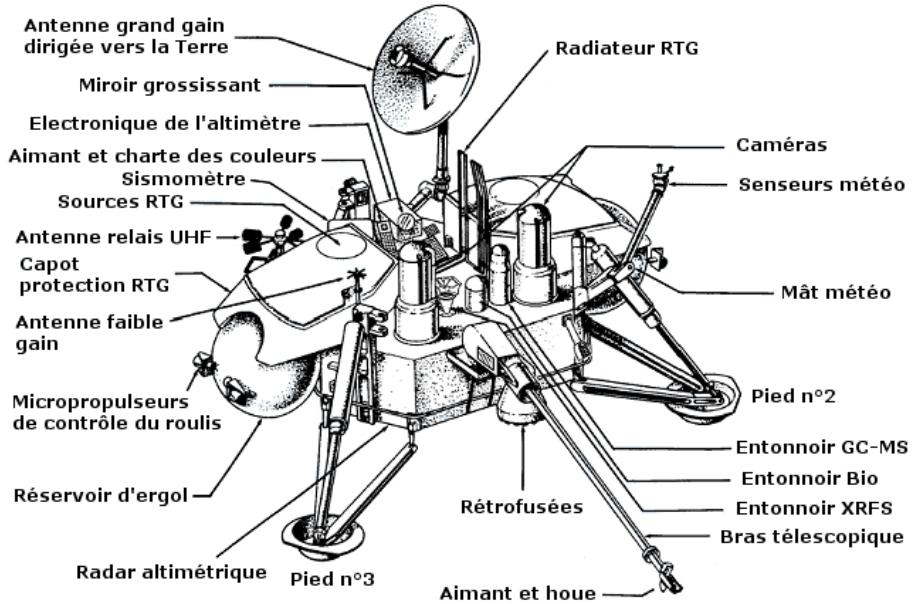


FIG. 2.4 – L’atterrisseur Viking.

Le MAWD, Mars Atmospheric Water Detector

Le MAWD était un spectromètre infrarouge permettant de mesurer le taux de vapeur d'eau dans l'atmosphère martienne. Il opérait sur cinq longueurs d'onde autour de la bande d'absorption de la vapeur d'eau. L'appareil avait pour mission d'observer le rayonnement solaire réfléchi par le sol martien après une double traversée de l'atmosphère. La vapeur d'eau atmosphérique induirait la présence de bandes d'absorption dans l'infrarouge (vers $1.4 \mu\text{m}$), ce qui permettrait de connaître sa teneur au micromètre près sur un intervalle de 1 à $100 \mu\text{m}$, le tout avec une précision de 5% ou moins. Les orbiteurs pourraient ainsi suivre de manière globale les variations de l'humidité atmosphérique au cours des saisons.

L'IRTM, Infrared Thermal Mapper

L'IRTM était un radiomètre fonctionnant dans le domaine de l'infrarouge thermique destiné à mesurer l'albédo, la température (à 1°C près sur un intervalle de -130°C à $+57^\circ\text{C}$) et l'inertie thermique de la surface martienne et de l'atmosphère. L'appareil comportait 4 petits télescopes dotés de 7 détecteurs chacun, qui étaient tous orientés dans l'axe de visée optique de la plateforme instrumentale.

2.2 Les atterrisseurs

Les atterrisseurs, éléments centraux des missions Viking, étaient responsables de placer sur la surface de Mars les expériences scientifiques, au nombre de quinze. Ces expériences visaient à détecter d'éventuelles formes de vie, à étudier la composition chimique du sol ainsi que ses propriétés magnétiques, son apparence et ses propriétés physiques et des observations sismologiques. L'étude de l'atmosphère était également au programme, accompagnée d'observations météorologiques. Le module d'atterrissement mesurait environ 2 m de haut pour une masse d'une demi tonne et était assemblé par la Martin Marietta Company.

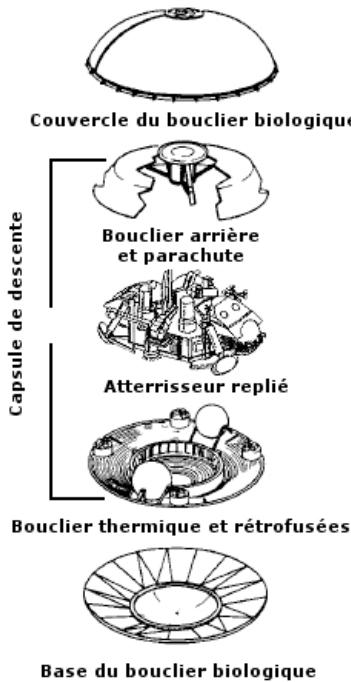


FIG. 2.5 – Les enveloppes de protection de l'atterrisseur.

2.2.1 Structure

L'atterrisseur était fixé sur l'orbiteur par la base du bouclier biologique. Lors de sa préparation et avant d'être stérilisé, l'atterrisseur était enfermé dans un bouclier biologique le protégeant d'une éventuelle contamination par des micro-organismes terrestres, qui auraient pu, une fois sur Mars, fausser les détecteurs de vie. Le couvercle du bouclier biologique était largué après le lancement, et la base après la séparation de l'atterrisseur. L'atterrisseur, en position repliée, était pris en sandwich entre le bouclier thermique muni de rétrofusées et le bouclier arrière supportant le parachute. L'ensemble formait la capsule de descente.

Les atterrisseurs étaient constitués d'une plate-forme en aluminium de forme triangulaire (vue du dessus) dont les "pointes" tronquées servaient de points d'attache aux trois pieds. Les instruments scientifiques étaient montés au dessus de la plate-forme.

La masse de l'atterrisseur au moment du décollage incluant le module de surface et le module de descente était de 1193 kg. Cette masse s'abaissa à 1066 kg après le largage du bouclier biologique, puis à 989 kg au moment de la rentrée atmosphérique, et enfin à 796 kg dans la basse atmosphère, après largage du bouclier thermique. Le module de surface pesait lui-même 656 kg, dont 85 kg d'ergol pour alimenter les rétrofusées, ce qui laissait une marge de 27 kg de carburant, la consommation théorique pour un atterrissage étant de 58 kg. Au sol, l'atterrisseur pesait donc 598 kg.

2.2.2 Puissance électrique

La puissance électrique était fournie par deux générateurs radioisotropiques (RTG) capables de fournir 70 W à 4.4 V en permanence grâce à la chaleur dégagée par la désintégration radioactive de plutonium 238 et convertie ensuite en électricité par des thermocouples. Les RTG étaient fixés de part et d'autre du corps de l'atterrisseur. Chacun des RTG mesurait 28 cm de haut, 58 cm de diamètre pour une masse de 13.6 kg.

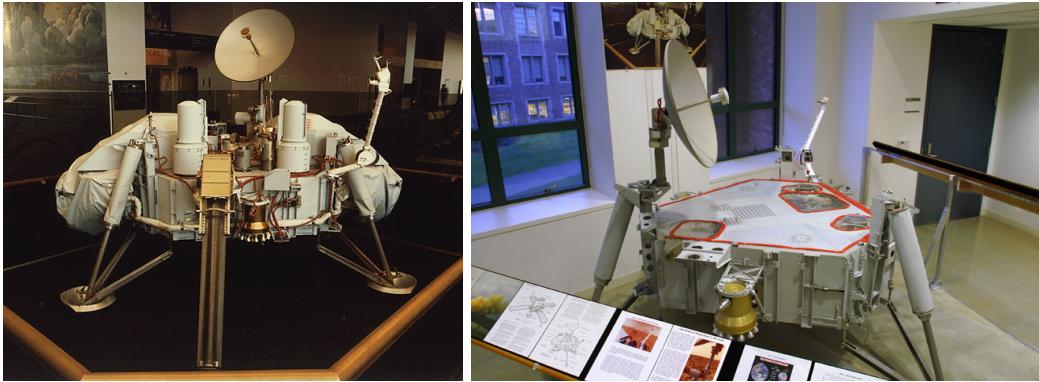


FIG. 2.6 – L’atterrisseur Viking complet (gauche) et sa plateforme (droite).

L’énergie fournie par les générateurs servait en outre à recharger quatre batteries cadmium nickel 8 Ah 28 V utilisées lors de fortes demandes de puissance.

2.2.3 Propulsion et contrôle d’attitude

Le système de propulsion comprenait un moteur à 12 tuyères consommant de l’hydrazine monométhylée (N_2H_4) et fournissant 35 Newtons de poussée pour la manœuvre de désorbitation, procurant un ΔV de 180 m/s.

et des rétrofusées pour l’atterrissement proprement dit. L’orientation de la sonde était sous le contrôle d’une centrale de navigation inertuelle, de quatre gyroscopes, d’un accéléromètre et d’un radar altimétrique pour la phase finale de descente.

2.2.4 Télécommunications

Les télécommunications étaient réalisées grâce à un transmetteur en bande S d’une puissance de 20 W. L’atterrisseur était équipé d’une antenne parabolique grand gain de 76 cm de diamètre, orientable sur deux axes, montée sur un mât et attachée sur l’un des côtés du corps de l’atterrisseur ainsi que d’une antenne omnidirectionnelle à faible gain. Les deux antennes permettaient des communications directes avec la Terre. L’antenne UHF (381 MHz) pouvait être utilisée pour établir une liaison radio unilatérale avec les orbiteurs. Un enregistreur d’une capacité de 40 Mb était capable de stocker les données en attendant leur transmission vers la Terre.

Certaines données collectées étaient retournées sur Terre par un lien direct, mais la majorité était relayée par l’un des orbiteurs en utilisant l’antenne UHF avec un débit de 4 à 16 kb/s. Par le lien direct vers la Terre, les données de télémétrie pouvaient être renvoyées à des débits de 8.33 ou 33.33 kb/s, et les données scientifiques à 250, 500 et 1000 bits par seconde.

Le transmetteur en bande S de l’atterrisseur serait utilisé pour obtenir des données Doppler et des données sur la distance Terre – Mars. Les données résultantes pourraient être utilisées afin de déterminer la position de l’atterrisseur sur la surface de la planète. Elle fourniraient aussi de plus précises informations sur le mouvement orbital, rotationnel et précessionnel de Mars.

Les périodes de communication avec les atterrisseurs ne dureraient jamais plus de 2 heures et seraient parfois bien plus courtes pour des causes de contraintes thermiques sur la durée des opérations de transmission de l’atterrisseur.

2.2.5 Traitement des données

Toutes les opérations étaient régulées par le calculateur de bord, le Guidance Control Sequencing Computer (GCSC). Celui-ci avait une mémoire de 6000 mots pour les instructions de commande. Trois unités contrôlaient ensuite les données scientifiques : les Data Acquisition and Processing Unit (DAPU), une mémoire numérique et un enregistreur.

2.2.6 Système d'entrée, de descente et d'atterrissement

L'atterrissement en douceur des Viking à la surface de Mars était rendu possible grâce à la présence de trois éléments distincts : un bouclier thermique, un parachute et un ensemble de rétrofusées. La séquence d'atterrissement était identique, hormis pour le parachute, à celle employée lors des missions Apollo.

Le bouclier thermique

Le bouclier thermique, d'un diamètre de 3.6 m de diamètre pour 1.9 m de hauteur et était constitué d'une couche de fibre de verre recouvrant une structure en aluminium. Ce bouclier devait remplir deux fonctions : freiner la sonde pendant la rentrée atmosphérique (la décélération maximale ayant lieu entre 30 et 25 km d'altitude) tout en la protégeant d'une trop forte élévation de température consécutive aux frottements avec les couches denses de l'atmosphère.

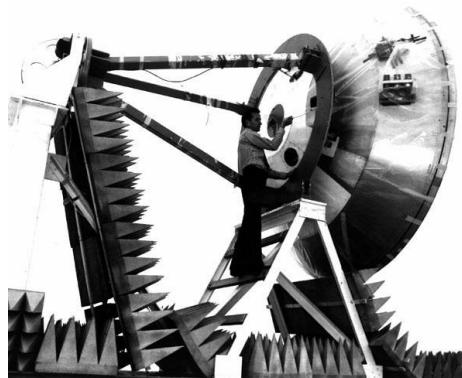
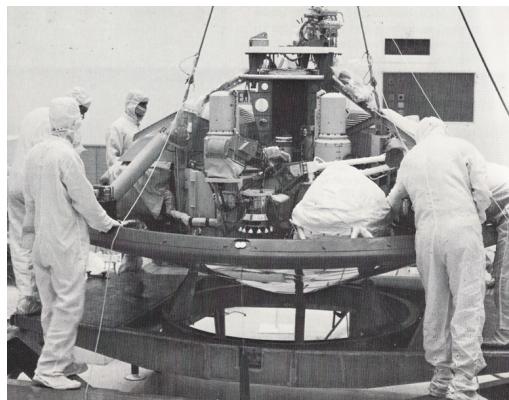
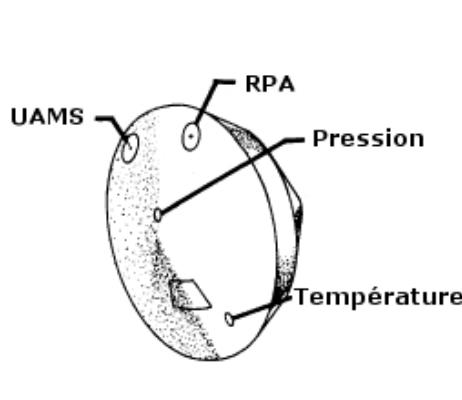


FIG. 2.7 – Le bouclier thermique, avec (en haut à gauche) les positions des sondes et (en haut à droite) l'intégration de l'atterrisseur dans le bouclier. En bas, le bouclier thermique durant les phases des tests.

Le bouclier thermique jouait également le rôle de support pour trois expériences conduites pendant la phase de rentrée atmosphérique.

La première expérience, dénommée RPA (Retarding Potential Analyser) permettait d'étudier la composition, la structure et la température de l'ionosphère grâce à la présence de 7 grilles sensibles à la différence de potentiel. Ces grilles, montées sur la face avant du bouclier thermique, recevaient le flux atmosphérique de face. Différents potentiels étaient appliqués aux grilles et le courant était mesuré pendant la rentrée toutes les 10 millisecondes. Afin d'économiser la puissance de la batterie, l'instrument était utilisé par intermittences entre 16 km et 5 km d'altitude puis en continu entre 5000 m et 100 m.

Un orifice percé sur le bouclier permettait ensuite à un spectromètre de masse, l'UAMS (Upper Atmosphere Mass Spectrometer) d'avoir un contact direct avec l'atmosphère et d'étudier sa composition et sa densité. Cette expérience a servi à dénombrer et à identifier les éléments neutres (non ionisés) de l'atmosphère martienne. L'instrument pouvait mesurer la concentration de tous les gaz neutres dont le poids moléculaire était inférieur ou égal à 50. L'appareil pouvait aussi effectuer des mesures isotopiques.

Enfin, une gamme de capteurs dénommée LASE a fonctionné en dessous de 132 km. Il s'agissait principalement d'accéléromètres et de capteurs de température et de pression, grâce auxquels on a pu établir des profils verticaux de température et de pression. Ces données ont permis d'estimer par la suite la densité de l'atmosphère martienne en fonction de l'altitude. Ne servant plus à rien et alourdissant inutilement la sonde, le bouclier thermique était éjecté à 6300 mètres d'altitude.

Le parachute

Avec son largage, le bouclier thermique cédait la place à un parachute de 16 mètres de diamètre. Le déploiement du parachute était initié par l'action d'un mortier extracteur. Ce parachute était spécialement conçu pour fonctionner dans les couches très peu denses de l'atmosphère martienne. Il était constitué de deux couronnes circulaires séparées par une fente de 67 cm : la couronne intérieure (le disque) d'une surface totale de 109 m² était percée d'un trou en son centre et la couronne extérieure (la ceinture) avait une surface identique. Le parachute était relié au corps de la sonde par 48 suspentes de 27.4 m de longueur. À une altitude de 1000 m, le parachute était largué et le système de rétrofusées prenait le relais.

Les rétrofusées

La dernière phase de l'atterrissement était propulsée, l'atterrisseur mettant en action ses rétrofusées consommant de l'hydrazine monométhylée (N₂H₄) fixées sur les longs côtés de sa base pour ralentir et atteindre avec une vitesse raisonnable le sol martien. Les rétrofusées étaient composées d'un ensemble de trois moteurs comportant chacun 6 tuyères (soit 18 tuyères au total capables de délivrer une poussée variable entre 276 et 2667 Newtons). L'hydrazine était purifiée afin d'éviter toute contamination du sol. L'atterrisseur emportait 85 kg d'ergol, contenu dans deux réservoirs sphériques en titane.

Le choc à l'atterrissement, à une vitesse de 2.5 m/s était comparable à un saut du haut d'une chaise de 35 cm.

Afin de ne pas fausser les expériences scientifiques par contamination chimique ou perturbation physique par les gaz d'échappement, les rétrofusées étaient conçues pour permettre une dispersion maximale des gaz chauds s'échappant des tuyères tout autour de l'atterrisseur. L'engin devait pouvoir se poser sur tout type de terrain en n'exerçant qu'une pression minimale sur le sol martien. La surface sur laquelle l'atterrisseur allait se poser ne devait pas subir un échauffement de plus de 1°C et la couche de surface qui allait être expulsée sous la poussée de gaz ne devait pas mesurer plus de 1 mm d'épaisseur. C'est pourquoi chaque moteur comportait un grand nombre de petits propulseurs, orientés pour la plupart vers l'extérieur.



FIG. 2.8 – Vue d’artiste montrant les rétrofusées en action durant la phase finale de l’atterrissement.

2.2.7 Charge utile

La charge utile des atterrisseurs Viking était exclusivement destinée aux expériences scientifiques. Afin de se prémunir contre une éventuelle panne d’un récepteur, les ordinateurs de bords étaient préprogrammés avant le lancement pour effectuer une série d’expériences et d’analyses.

Les caméras

Deux caméras permettant des prises de vue panoramiques horizontales sur un champ de vision de 342.5° et verticalement de 40° au-dessus de l’horizon et de 60° en dessous étaient montées près de l’un des longs côtés de la base. Les deux caméras étaient espacées de 80 cm et pouvaient donc fournir des vues stéréoscopiques de la surface. Une série de filtres colorés permettait également l’obtention d’images à haute ou basse résolution dans le domaine du visible et du proche infrarouge. Les caméras permettaient de plus de surveiller certains systèmes de l’atterrisseur comme le bras télescopique. Elles étaient effectivement disposées de façon à pouvoir observer deux des trois pieds de l’atterrisseur ainsi que la majeure partie du système de collecte et de distribution d’échantillons. Une cible de calibrage pour les caméras était positionnée près de l’antenne grand gain.

Chaque caméra mesurait 55.6 cm de haut, avait un diamètre de 25.6 cm à la base et pesait 7.26 kg. La prise de vue consommait 34 W en basse résolution et 27 W en haute résolution.

Certaines caractéristiques des caméras étaient dictées par des contraintes de l’engin spatial, telles que la masse, la consommation électrique et le débit de données (bit rate). Cette dernière caractéristique était limitée pour la raison suivante : Les caméras initialement utiliser des bandes magnétiques pour stocker l’énorme quantité de données qu’elles généraient. Or, le processus de stérilisation des sondes Viking nécessitait de placer l’ensemble dans un four chauffé à 110°C pendant une durée de 40 heures. Les ingénieurs craignirent que ni des films ni les bandes magnétiques ne survivraient à ce processus. C’est pourquoi il fut décidé de ne pas stocker les images dans l’atterrisseur, mais de les transmettre vers la Terre au moment même des prises de vue. Deux taux de transmission étaient disponibles, 16 000 et 250 bits par seconde, donc les mêmes taux furent retenus pour les caméras. Ces taux de transmission et d’acquisition étaient relativement lents, étant données les contraintes.

Pour prendre une photo, la caméra effectuait un balayage de la scène horizontalement en pivotant par petits pas autour de son axe, changeant ainsi son orientation à une cadence de 5 Hz et verticalement en modifiant l’orientation d’un petit miroir à l’intérieur de la caméra. les pixels,

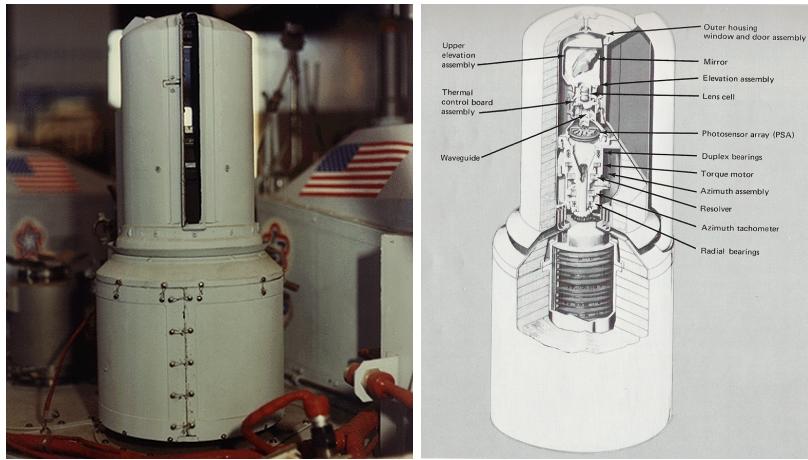


FIG. 2.9 – L'une des deux caméras de l'atterrisseur.

représentant un angle solide de 0.04° étaient ainsi collectés les uns après les autres. Pour les images basse résolution, couleur et infrarouge, l'angle était trois fois plus grand, 0.12° . Cette augmentation de la taille était nécessaire car moins de lumière passait à travers les filtres pour les photos couleur. Ces filtres, au nombre de trois (bleu, vert et rouge) permettaient les prises de vues en couleur, en scannant chaque ligne de pixels successivement avec les trois filtres.

Les prises de vues, comme les autres expériences scientifiques, avaient été programmées et planifiées sur une période de 60 sols. En particulier, les deux premières photos allaient être prises 25 secondes après l'atterrissement. Le choix de ces prises de vues nécessita des centaines d'heures et un soin tout particulier fut accordé à cette tâche. En effet, dans le cas d'un atterrissage raté, ces deux premières images constitueraient peut-être les uniques photos de la surface martienne. Les deux prises de vue seraient transmises à l'orbiteur dans les quinze premières minutes, tant que ce dernier serait en visibilité du site d'atterrissement. Il ne serait alors plus possible de communiquer avec le satellite pendant plus de 19 heures.

La première image préprogrammée était une photo haute-résolution de la zone proche de l'un des pieds. La seconde était un panorama basse-résolution couvrant pratiquement la totalité de la

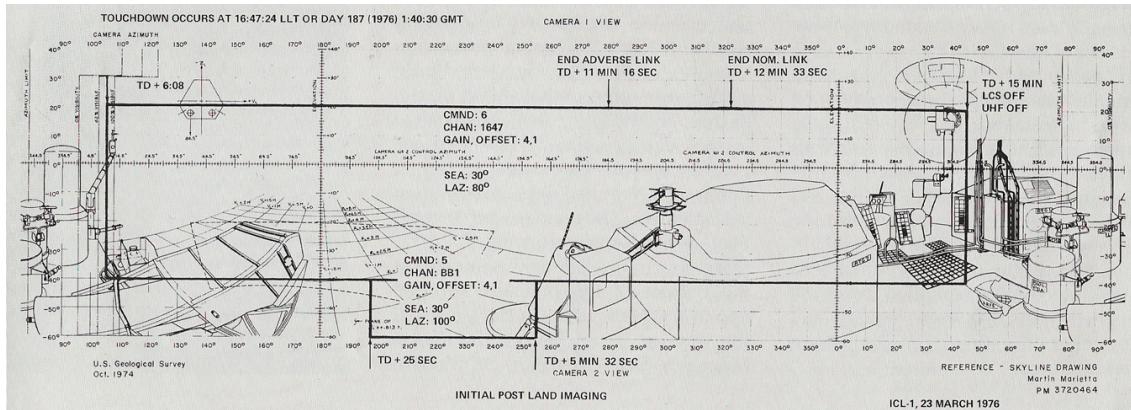


FIG. 2.10 – Schéma montrant les deux premières prises de vues (cadres noirs) préprogrammées pour être effectuées juste après l'atterrissement.

zone visible. Ces prises de vue sont illustrées sur la figure 2.10.

Les caméras faisaient partie des instruments utilisés afin de déceler des formes de vie sur Mars. Certains scientifiques espéraient pouvoir photographier des traces de pas d'animaux martiens autour de l'atterrisseur. Une entité se mouvant rapidement n'aurait cependant pas pu être prise en photo, en raison du système photographique utilisé, scannant le paysage d'un côté à l'autre.

Le bras télescopique

Le bras télescopique était un des éléments essentiels de la mission. Il avait pour but de creuser des tranchées à la surface de Mars et de recueillir des échantillons qui étaient ensuite distribués après tamisage entre différentes expérimentations. Ce bras extensible pouvait atteindre une longueur maximale de 3.57 m et était équipé d'une tête articulée terminée par une pelle (figure 2.11). Cette tête comportait en outre un capteur de température et deux plaques circulaires magnétiques servant à piéger des particules dotées de propriétés magnétiques.

L'étude de ces particules était effectivement rendue possible par la présence de trois paires d'aimants. En plus des deux paires fixées sur la pelle, une dernière paire se trouvait sur la partie supérieure du corps de l'atterrisseur. Chaque paire d'aimants était constituée d'un anneau magnétique extérieur de 2.5 cm de diamètre et d'un anneau interne de polarité opposée. Les aimants étaient observés à intervalles réguliers par la caméra qui fournissait des images en noir et blanc. Les aimants de la pelle pouvaient également être présentés à la caméra par l'intermédiaire d'un miroir grossissant 4 fois, ce qui permettait l'obtention d'images à haute résolution des particules collés sur la surface aimantée.

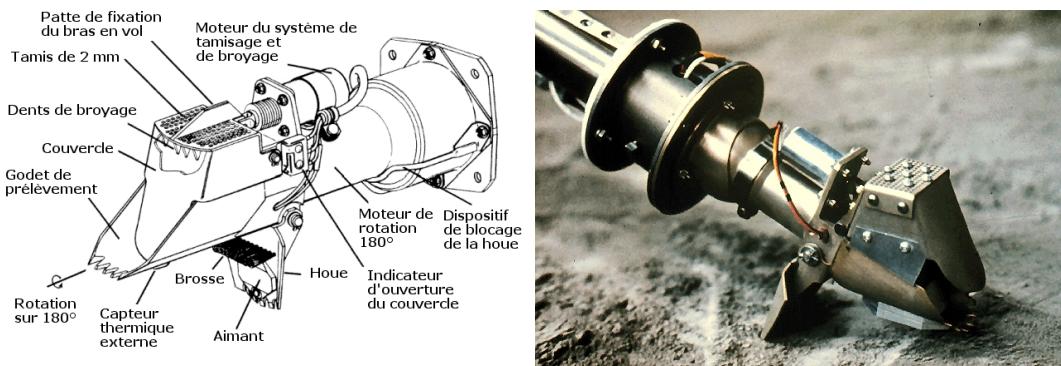


FIG. 2.11 – Extrémité du bras télescopique.

La station météo

Une petite station météorologique était disposée au sommet d'un mât d'un mètre de hauteur qui s'étendait à partir du haut d'une des jambes de l'atterrisseur. Cette station rassemblait des capteurs de températures (un ensemble de trois thermocouples), mais elle pouvait également mesurer la direction et la vitesse des vents grâce à un anémomètre. La connaissance des variations diurnes et saisonnières serait d'un grand intérêt.

L'anémomètre était composé d'un cylindre métallique chauffé en permanence par deux aiguilles de verre recouvertes de platine et d'oxyde d'aluminium. La consommation de courant nécessaire pour le maintenir à une température donnée permettait de connaître la vitesse du vent auquel il était soumis (plus le vent soufflait fort, plus le refroidissement du cylindre était important et plus il fallait dépenser de courant pour le ramener à sa température de référence).

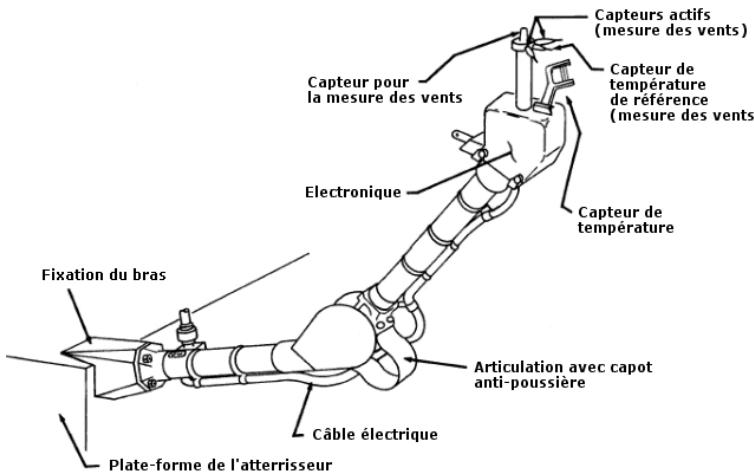


FIG. 2.12 – Mât supportant la station météo.

La pression atmosphérique était mesurée par une petite chambre scellée à vide équipée d'un fin diaphragme de métal.

Les fréquences d'échantillonnage ainsi que les durées de collecte de données pourraient être commandées par le centre de contrôle sur Terre pour chaque jour martien.

Le sismomètre

Le sismomètre était en réalité un ensemble de trois sismomètres orientés sur des axes orthogonaux. Le système était monté sur l'un des pieds des atterrisseurs. Chacun de ces sismomètres était constitué d'un solénoïde et d'un aimant. Ils pouvaient opérer selon différents modes de fonctionnement :

1. La sélection de différents filtres pour le contenu fréquentiel ou pour l'ajustement de la meilleure réception de types de données spécifiques.
2. Une basse fréquence d'échantillonnage pour l'activité sismique générale.
3. Une haute fréquence d'échantillonnage pour l'analyse détaillée.
4. Une fréquence moyenne pour la surveillance continue des tremblements de Mars.

Les données devaient être compressées avant l'envoi sur Terre par télémesure en moyennant les données sur une période de 15 secondes. Lorsqu'un événement se produisait, le sismomètre entrait dans le mode à haute fréquence d'échantillonnage qui enregistrait l'amplitude de l'enveloppe du signal à une fréquence de 1 Hz.

Les deux sismomètres, chacun sur un des atterriseurs Viking, pourraient, en collaborant, former un réseau et ainsi fournir des informations supplémentaires telles que la localisation des ondes sismiques.

Le spectromètre à fluorescence XRFS

Le spectromètre à fluorescence (XRFS) était chargé de l'analyse chimique inorganique du sol pour obtenir sa composition élémentaire, c'est à dire l'abondance des différents atomes le constituant. L'appareil pesait 1.95 kg, ce qui était très léger pour un appareil de ce type. Il consommait 3.5 W.

Le XRFS était situé à l'intérieur du corps de l'atterrisseur et les échantillons lui étaient apportés par le bras télescopique.

Le principe du XRFS était le suivant : l'échantillon à analyser était bombardé par une source radioactive (Fer 55 et Cadmium 109), ce qui provoquait l'excitation des atomes. Après un certain temps, ceux-ci se désexcitaient et retournaient alors dans leur état fondamental en émettant un ensemble des rayonnements (ici des rayons X) dans une ou plusieurs longueurs d'onde caractéristiques. Chaque atome possédait ainsi une carte d'identité et pouvait être facilement détecté et quantifié. Le calibrage de l'appareil était effectué grâce à une plaque test d'aluminium et une plaque en argent recouverte d'oxyde de zinc. La précision allait de quelques pourcents pour les éléments majeurs à quelques dizaines de parties par million pour les éléments de trace.

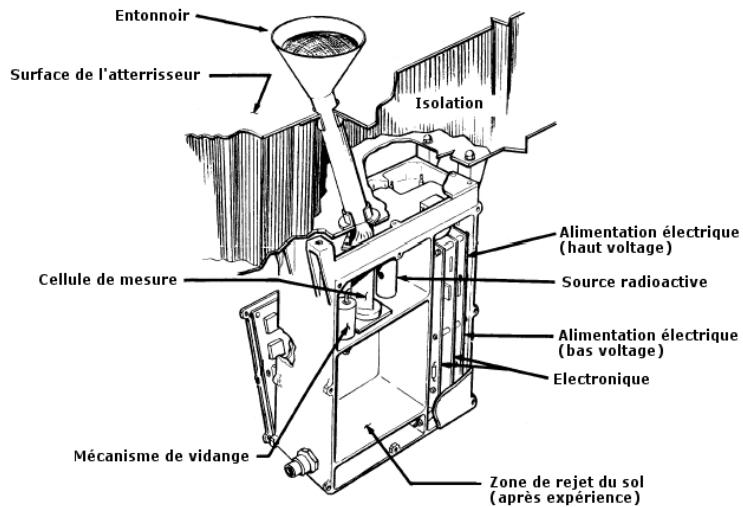


FIG. 2.13 – Le spectromètre à fluorescence XRFS.

Le chromatographe à gaz - spectromètre de masse GC-MS

Les atterrisseurs étaient également équipés d'un autre appareil permettant de réaliser des analyses chimiques : un chromatographe à gaz couplé à un spectromètre de masse (GC-MS). Cet appareil pesait 19 kg et consommait 60 W.

Le GC-MS permettrait aux atterrisseurs Viking de connaître la composition moléculaire et isotopique de l'atmosphère et de tenter la détection de matière organique dans le sol. Cet instrument avait été élaboré par un chimiste du Massachusetts Institute of Technology et avait pour fonction de détecter, non pas la vie elle-même, mais ses ingrédients — les composés organiques. La plupart des composés organiques sont engendrés sur Terre par des êtres vivants, mais des molécules organiques peuvent aussi être produites en l'absence de vie. On sait ainsi que les météorites contiennent certains composés organiques. D'autres substances organiques sont de toute évidence étroitement liées à des organismes vivants. Le spectromètre était à même de distinguer les différents composés organiques. Autrement dit, il pourrait faire la différence entre ceux associés à la vie et les autres.

Son fonctionnement comprenait trois étapes. La première étape consistait à chauffer l'échantillon que l'on voulait étudier pour briser les molécules et obtenir un mélange gazeux. Les constituants de ce mélange étaient ensuite séparés les uns des autres par le chromatographe lors d'une deuxième étape puis identifiés finalement lors d'une troisième étape par le spectromètre de masse. En voici le fonctionnement dans les détails :

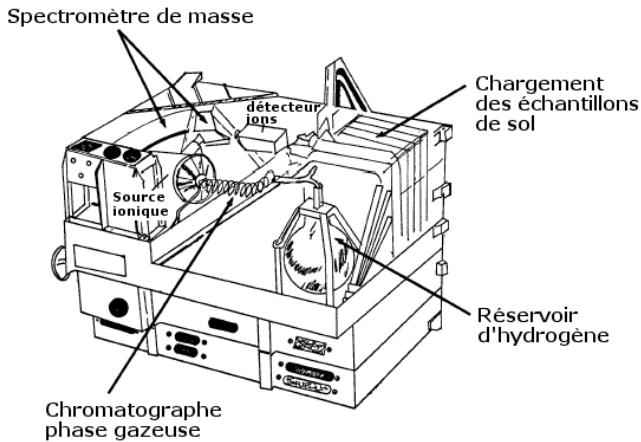


FIG. 2.14 – Le chromatographe à gaz - spectromètre de masse GC-MS.

Les échantillons étaient d'abord portés à haute température (200°C) dans un four, ce qui provoquait la dissociation des molécules sous l'effet de la chaleur. Dans certains cas, l'échantillon de sol était à nouveau chauffé à plus haute température (500°C) pour faire sortir des éléments moins volatils que les précédents. A la fin de cette pyrolyse, on obtenait un mélange gazeux.

Les résidus gazeux étaient ensuite dirigés vers le chromatographe grâce à un flux porteur d'hydrogène, capable de séparer de façon très fine tous les constituants du mélange gazeux. Il était principalement constitué par une longue colonne circulaire que les composés à séparer allaient devoir parcourir. L'appareil était conçu de telle manière que les constituants les plus légers cheminaient à travers la colonne de séparation beaucoup plus vite que les constituants lourds. Ainsi, alors que tous les composants partaient en même temps sur le début de la colonne, la sortie s'effectuait en fonction de leur masse. Les plus légers passaient la ligne d'arrivée en premier, les plus lourds en dernier. La course à travers la colonne de chromatographie durait 84 minutes en tout.

La dernière étape consistait à identifier les espèces chimiques qui sortent une par une de la colonne de chromatographie (en sortie de colonne, l'hydrogène porteur était éliminé grâce à un filtre au palladium). On utilisait pour cela un spectromètre de masse — une balance extrêmement sophistiquée capable de peser les constituants qui sortaient de la colonne et d'indiquer leur poids, ce qui permettait leur identification. Les produits de décomposition étaient ionisés à leur sortie de la colonne par un jet d'électrons, puis accélérés par un champ magnétique situé à l'intérieur du spectromètre de masse. Au cours de leur trajet dans l'appareil, les molécules ionisées allaient affronter une courbe. Les molécules les plus légères étaient à ce moment là plus déviées que les molécules plus lourdes. Grâce à cette courbure, un spectromètre de masse était donc capable de séparer les molécules les unes des autres en fonction de leur masse. A la fin du trajet, chaque molécule frappait une plaque capable de mesurer toutes les masses moléculaires.

Le spectromètre de masse des atterrisseurs Viking tenait dans un cube de 30 cm de côtés et pesait 20 kg, pour une consommation électrique de 60 W. Pour comparaison, les spectromètres de masse de laboratoire occupent en général une pièce entière, mais ces derniers sont cependant beaucoup plus précis et sensibles.

En plus du sol, l'atmosphère martienne pouvait également être étudiée avec le GC-MS. Dans ce cas, l'atmosphère était directement conduite vers le spectromètre de masse sans passer par la colonne de chromatographie.

L'appareillage nécessaire aux expérimentations biologiques (décrisées dans la suite) ainsi que le

spectromètre de masse et le spectromètre à fluorescence X prenaient place à l'intérieur du corps de l'atterrisseur, dans un compartiment à ambiance contrôlée. Enfin, un capteur de pression était attaché sous l'atterrisseur. La masse totale de la charge scientifique était de 91 kg.

Les expériences biologiques

Les expériences biologiques de la mission Viking, qui visaient à détecter une forme de vie sur Mars, constituaient la justification la plus importante du projet pour le grand public, bien que ne représentant que 10 % du milliard de dollars investi.

Trois expériences biologiques étaient embarquées à bord des atterrisseurs viking, pour un total de 15.5 kg d'instruments, consommant 15 W en moyenne. Le laboratoire biologique des atterrisseurs Viking était contenu dans un cube de 30 cm de côté, alors que ce type d'équipement occupait normalement une pièce entière.

Avant l'envoi des atterrisseurs, de nombreuses expériences avaient été réalisées pour établir les détecteurs de vie. Des sols de provenances variées (vallée de la mort pour les régions sèches ou Antarctique pour les régions froides et sèches) avaient été soumis aux appareils, tout comme des sols dont la teneur en micro-organismes était connue à l'avance.

Pyrolytic Release (PR)

Cette expérience analysait les gaz produits par la chauffage d'échantillons de sol. Elle reposait sur le fait que les formes de vie sont basées sur les atomes de carbone et que les organismes vivants fixent les composés de carbone dans l'atmosphère par photosynthèse. Les échantillons étaient

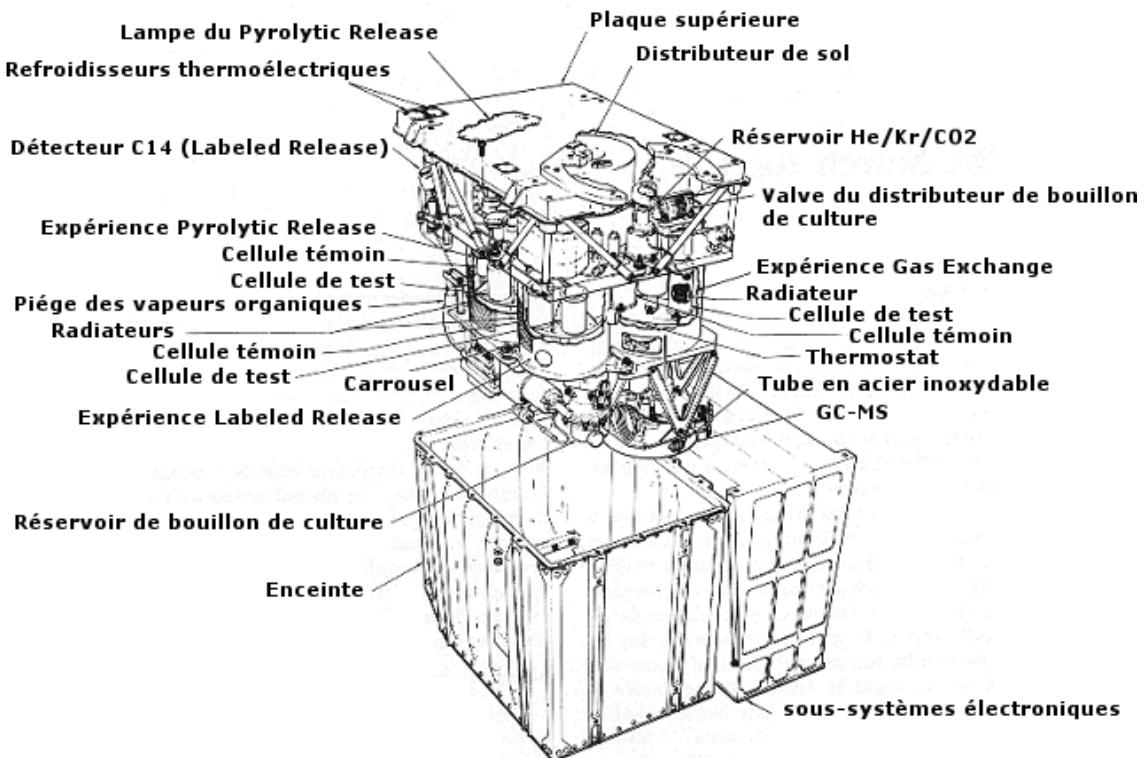


FIG. 2.15 – Le laboratoire de biologie.

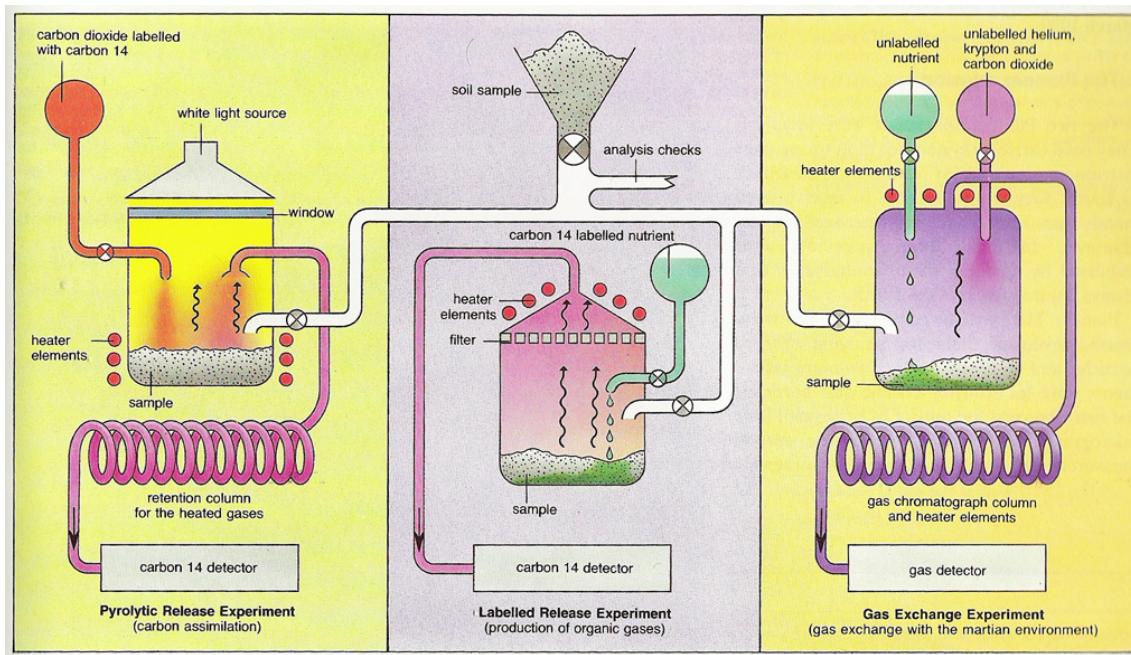


FIG. 2.16 – Schéma représentant les expériences biologiques.

incubés sous lumière artificielle pendant cinq jours, sous conditions atmosphériques martiennes, mais "respirant" du gaz carbonique dopé au carbone 14. Les échantillons étaient ensuite chauffés à une température de 650°C afin de vaporiser tous les composés organiques. De l'hélium était ensuite introduit dans la chambre pour transférer la vapeur résultante dans la colonne du chromatographe à gaz. Le monoxyde et la dioxyde de carbone étaient ensuite séparés l'un de l'autre par un filtre pendant que le reste des produits volatiles étaient analysés par un détecteur de radioactivité afin d'identifier le carbone 14 qui aurait pu être fixé par de la matière organique.

Pour écarter les doutes, un échantillon témoin était stérilisé à une température de 160°C durant 3 heures afin de détruire tout matériel organique avant l'incubation et la pyrolyse.

Les mesures de radioactivité étaient alors comparées. Si les mêmes valeurs étaient obtenues, l'échantillon ne contiendrait pas de trace de vie ; si les mesures effectuées sur l'échantillon témoin stérilisé montraient moins de carbone, du matériel organique pourrait avoir été présent.

Gas Exchange (GEX)

Cette expérience était basée sur les échanges entre des organismes vivants et l'atmosphère, et la présence de nutriments dans le sol. L'échantillon de sol martien était placé dans un récipient poreux à l'intérieur d'un incubateur dont la moitié contenait un mélange de gaz carbonique, de krypton et d'hélium, et l'autre moitié un mélange de nutriments. Pendant l'expérience, des échantillons du mélange gazeux étaient analysés par le chromatographe à gaz GC-MS afin de détecter toute augmentation dans les concentrations de gaz carbonique, méthane et azote qui indiquerait que les nutriments auraient été assimilés par des organismes vivants dans l'échantillon de sol.

Certains échantillons de sol avaient été stérilisés par chauffage afin d'éliminer toute trace de vie et constituer ainsi un témoin. À intervalles réguliers, le gaz au-dessus de l'échantillon était prélevé puis analysé par le GC-MS. Les expériences étaient de nouveau réalisées après un séjour des échantillons de quelques mois au sein de l'atterrisseur.

Labeled Release (LR)

Cette expérience était basée sur le concept d'assimilation de molécules organiques telles que les acides aminés par des micro-organismes dans le sol. Le gaz résultant de ce processus contiendrait une partie du carbone présent dans la molécule organique. Dans l'expérience, des échantillons étaient placés dans un incubateur dans l'atmosphère martienne avec un peu d'eau contenant des nutriments marqués avec l'isotope du carbone 14. Si une augmentation des radiations dans l'atmosphère était mesurée, cette augmentation devait vraisemblablement provenir de l'émission d'un gaz au carbone 14 produit au travers de l'assimilation des nutriments par les micro-organismes dans les échantillons.

Chapitre 3

Les missions

3.1 Viking 1

3.1.1 Lancement et voyage

Viking 1 fut lancée avec succès le 20 août 1975 par une fusée Titan III E depuis le complexe 41 de Cap Canaveral. Le lanceur Titan accéléra la sonde jusqu'à lui faire atteindre la deuxième vitesse cosmique (11.2 km/s), également connue sous le nom de vitesse de libération, représentant la vitesse limite permettant de s'évader définitivement de l'influence gravitationnelle de la Terre. La sonde fut ensuite placée sur une orbite de transfert de Hohmann, dite de type II car effectuant une rotation de plus de 180° autour du soleil.

Après un voyage de 10 mois (304 jours) sans incident notable, l'orbiteur prit ses premières photographies de la planète Mars 5 jours avant l'étape fatidique de l'insertion orbitale. La sonde se plaça autour de Mars le 19 juin 1976. L'orbite initiale fut rapidement modifiée pour conduire à l'orbite de certification des sites d'atterrissement. Cette orbite, atteinte le 21 juin, était caractérisée par un périastre de 1513 km et un apoastre de 33 000 km. Elle était parcourue en 24 h 40, la période de révolution étant synchronisée avec la rotation de la planète.

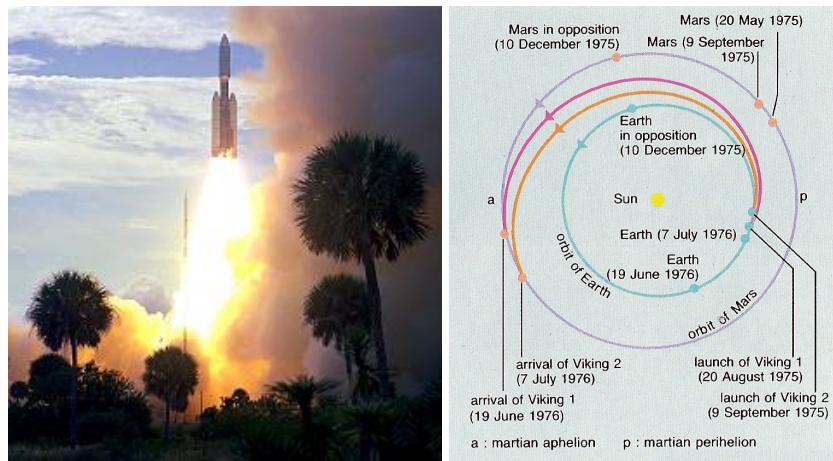


FIG. 3.1 – Lancement de la sonde Viking 1 le 20 août 1975 par une fusée Titan IIIIE et orbites de transfert des sondes Viking 1 et 2.

3.1.2 Mission de l'orbiteur

L'orbiteur, en orbite synchrone avec Mars, survolait toujours la même région à chaque passage au périastre, ce qui avait pour but de faciliter la certification de sites d'atterrissement. Les prises de vues commencèrent pour la sélection du site d'atterrissement. Des sites avaient été présélectionnés sur des images retournées par Mariner 9, mais les caméras de Viking étaient plus précises et le ciel plus dégagé, on s'aperçut que ces sites étaient trop accidentés. Une recherche effrénée d'un meilleur terrain commença.

L'arrivée sur le sol martien de l'atterrisseur de Viking 1 était normalement prévue pour le 4 juillet 1976, ce qui lui permettait de coïncider avec la fête de l'indépendance américaine. D'après des observations radars menées depuis la Terre grâce au radiotélescope d'Arecibo et des études détaillées des photographies obtenues par Mariner 9, un site remarquable avait été retenu. Il s'agissait d'une ellipse de 300 sur 80 km située à l'endroit précis où l'un des plus imposants chenaux d'inondations de la planète rouge, Ares Vallis, débouche dans le bassin de drainage de Chryse Planitia. Ce site était celui qui présentait la plus grande probabilité de présence d'eau et de glace près de la surface — le meilleur endroit pour la recherche de molécules organiques complexes.



FIG. 3.2 – Vue d'artiste d'un orbiteur Viking effectuant sa mission de cartographie.

Cette région était très prisée pour la recherche de formes de vie et de substances organiques, car les inondations titaniques qui y avaient pris place dans un lointain passé avaient du favoriser la présence d'eau ou de glace à proximité de la surface. Mais les images fournies par l'orbiteur Viking 1 ont vite montré que la région était trop complexe et accidentée pour un atterrissage. De nombreux petits cratères d'impact et une multitude de rochers de tailles variées apparaissaient sur les images. Le 26 juin, le site principal fut officiellement abandonné. Plus le temps passait, et plus il devenait clair que l'atterrissement n'allait pas pouvoir avoir lieu le 4 juillet 1976. De nouvelles photographies permirent de sélectionner le 1er juillet un site dont la surface semblait parfaitement lisse. Mais une diffusion anormale des ondes radio prouva ensuite que la surface devait être très rugueuse à l'échelle de l'atterrisseur, c'est à dire à l'échelle du mètre (la densité du sol pouvait également être très faible, ce qui était tout aussi problématique). La date du 4 juillet passa et Viking était toujours en orbite. Deux manœuvres furent effectuées le 5 et le 8 juillet pour survoler le site de secours (situé à proximité du volcan Alba Patera) et prendre des photographies. Malheureusement les images montrèrent que le site de secours, qui devait être utilisé si le site principal se révélait impraticable, était aussi constellé de petits cratères d'impact et de collines basses. Le 9 juillet, après l'examen de 600 images, un site acceptable de tous les points de vue fut finalement identifié dans la région de Chryse Planitia — la plaine de l'or. Le 14 juillet l'orbite fut modifiée pour permettre au couple orbiteur/atterrisseur de survoler la région choisie. Contrairement à ce qui était initialement prévu,

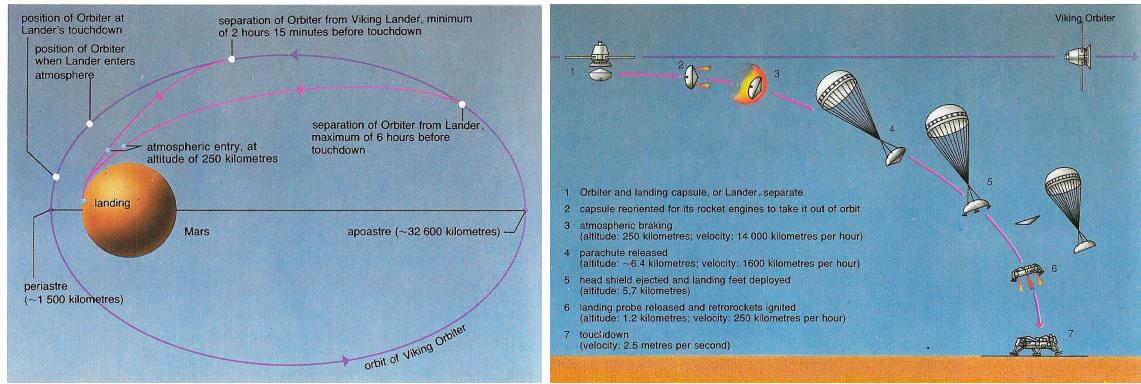


FIG. 3.3 – Séquence de désorbitation et d’atterrissement.

la recherche et la certification d'un site d'atterrissement avaient pris plusieurs semaines. Le module de descente se sépara de l'orbiteur le 20 juillet 1976 et commença son voyage vers la surface.

La mission principale de l'orbiteur, l'observation, la cartographie de Mars et le relais des données de l'atterrisseur, se termina 90 jours plus tard, au début de la conjonction solaire le 5 novembre 1976. Mars passa à ce moment la derrière le soleil et les communications radios allaient être interrompues ou sérieusement dégradées.

La mission étendue commença le 14 décembre 1976 après la conjonction solaire. Cette mission comprenait des approches du satellite naturel de Mars, Phobos en février 1977. Le périastre fut abaissé à 300 km le 11 mars 1977. Quelques corrections d'orbite minimes furent effectuées puis le périastre fut remonté à 357 km le 20 juillet 1979. Le 7 août 1980, l'orbiteur Viking 1 dont les réservoirs de gaz pour le contrôle d'attitude étaient bientôt vides, fut amené d'une orbite de 357 par 33 943 km à une orbite de 320 par 56 000 km pour éviter un impact avec Mars et une contamination possible avant l'année 2019. Un gestion prudente permit néanmoins à la sonde de conserver le peu de gaz qu'il lui restait et celle-ci resta fonctionnelle pendant deux années supplémentaires. L'acquisition des données s'effectua cependant à un rythme inférieur à la normale.

Les opérations se terminèrent le 17 août 1980 après 1485 orbites. Prévue à l'origine pour 90 jours, sa mission aura finalement duré quatre ans, renvoyant plus de 30 000 images.

3.1.3 Mission de l'atterrisseur

L'atterrisseur se sépara définitivement de l'orbiteur le 20 juillet 1976 et l'atterrissement dut avoir lieu trois heures après. Au moment de la séparation, l'atterrisseur orbitait autour de Mars à une vitesse de 4 km/s. La manœuvre de désorbitation commença et après quelques heures à 300 km d'altitude, la sonde était prête à effectuer la rentrée atmosphérique. L'atterrisseur plongea dans l'atmosphère, protégé par son bouclier thermique. Les instruments scientifiques du bouclier (RPA, UAMS et LASE) collectèrent des informations qui permirent ensuite de reconstituer le profil vertical de la structure de l'atmosphère. À 6 km d'altitude, alors que la vitesse de l'atterrisseur Viking était encore de 250 m/s, le parachute se déploya. 7 secondes plus tard, le bouclier thermique devenu inutile fut abandonné et les trois pieds se déployèrent 8 secondes après. En 45 secondes le parachute avait fortement diminué la vitesse de l'atterrisseur qui n'était plus que de 60 m/s. À une altitude de 1.5 km, les rétrofusées prirent le relais pour la phase finale de descente. Elles fonctionnèrent jusqu'au contact avec le sol martien qui eut lieu 40 secondes plus tard, à une vitesse relativement douce de 2.4 m/s. Après l'atterrissement, il restait environ 22 kg d'ergols dans les réservoirs.

L'atterrisseur de Viking 1 toucha le sol de Mars à l'ouest de Chryse Planitia à 16 h13 heure martienne, à une latitude de 22.5° Nord et longitude de 48.2° Ouest. La transmission de la première image commença comme prévu 25 secondes après l'atterrissement. La caméra n°2 commença son



FIG. 3.4 – La première photo prise depuis la surface de Mars.

travail. La première photo de l'histoire prise depuis la surface d'une autre planète montrait le pied n°3 ainsi qu'une partie du sol alentour (fig. 3.4). La distance qui sépare Mars de la Terre était alors de 342 millions de kilomètres et le signal mit 19 minutes pour parcourir cette distance.

La deuxième image montrait un panorama noir et blanc sur 300° du site d'atterrissement, similaire à la photo de la fig. 3.5. Chryse Planitia est une plaine volcanique dont la surface est constellée de nombreuses roches noires. Il s'est avéré que la sonde s'était posée à moins de 8 m d'un gros rocher de 3 mètres de long pour un mètre de hauteur. La garde au sol de Viking n'étant que de 22 cm, l'engin n'aurait pas résisté au choc et serait parti en morceaux s'il était tombé sur ce rocher.

Les images couleurs arrivèrent le lendemain, dans la journée du 21 juillet 1976. Une fois Viking sur Mars, les scientifiques se virent imposer des horaires un peu particuliers : il fallut travailler en journée martienne (un *Sol* dure 24 h 39 min 25 s) plutôt qu'en journée terrestre. Le jour de l'atterrissement de Viking sur Chryse Planitia marqua le Sol 0.

Le premier jour d'activité (Sol 1, 21 juillet), les deux caméras furent mises en service et calibrées grâce à la mire de test, ceci pour s'assurer de l'exactitude des couleurs des images. Le bras fut également mis en service et dut effectuer 17 mouvements de tests. Lors du 13ème mouvement, il se bloqua car une goupille de sécurité ne s'était pas détachée comme prévu. Les ingénieurs reproduisirent la situation au sol sur un simulateur de l'atterrisseur et commencèrent à étudier un moyen de remédier à cette situation critique. Si le bras n'était pas pleinement fonctionnel, une bonne partie des expérimentations, dont celles relatives à la vie, ne pourraient être menées à bien. 5 jours après (Sol 5, 25 juillet), la procédure de déblocage du bras fut exécutée et réussie.

Au cours du 8ème Sol (28 juillet 1976), le bras creusa sa première tranchée à la surface de Mars, une bande de 17 cm de long, de 6.3 cm de large et de 5 cm de profondeur. Le sol recueilli fut



FIG. 3.5 – Panorama de Chryse Planitia, site d'atterrissement de Viking 1.



FIG. 3.6 – Intégration de la sonde sous la coiffe du lanceur et lancement de Viking 2 le 9 septembre 1975 par une fusée Titan III E.

tamisé puis dirigé vers le spectromètre à fluorescence rayons X (XRFS), le spectromètre de masse et les détecteurs de vie. Les premiers résultats arrivèrent au cours du Sol 10 (30 juillet 1976). Dans un premier temps, il semblait que le spectromètre de masse n'ait pas reçu les échantillons qui lui étaient destinés.

Le 14ème Sol (3 août 1976), l'atterrisseur reçut l'ordre de prélever à nouveau un échantillon du sol martien au même endroit que précédemment. Il s'agissait en particulier de fournir au spectromètre de masse un nouvel échantillon et de vérifier que celui-ci était bien apte à les recevoir. Le prélèvement en lui-même se passa correctement, mais une image va montrer que le bras s'était de nouveau bloqué au moment de la rétraction à 2.3 m. Une procédure de dépannage fut exécutée avec succès le jour du 22ème Sol (11 août 1976). Cette fois ci, le spectromètre de masse accusa réception de la livraison du sol martien.

Le 31ème Sol (20 août 1976), le bras creusa une nouvelle tranchée à la surface de Mars dans le but de recueillir des échantillons pour le spectromètre à fluorescence rayons (XRFS) et le chromatographe phase gazeuse.

Toutes les analyses et opérations de collecte de données commencèrent dès le Sol 0. Les analyses biologiques et moléculaires du sol et de l'atmosphère étaient réalisées jusqu'au Sol 307 (juin 1977). Les analyses inorganiques se terminèrent au Sol 841 (décembre 1978), et la photographie et les observations météo passèrent du mode continu au mode journalier automatique en mars 1979.

Les opérations avec l'atterrisseur de Viking 1 cessèrent le 13 novembre 1982 après l'envoi à la sonde d'une commande erronée qui provoqua une perte de contact définitive. Pendant six mois et demi, les contrôleurs du Jet Propulsion Laboratory essayèrent de reprendre le contact avec la sonde, en vain. Prévu pour fonctionner à l'origine pendant 3 mois, l'atterrisseur de Viking 1 survécut 6 années à la surface de Mars.

3.2 Viking 2

3.2.1 Lancement et voyage

La deuxième sonde de la mission Viking fut lancée le 9 septembre 1975 à bord d'une fusée Titan III E. Viking 2, qui s'appelait avant le lancement Viking A, aurait du partir en première position et arriver sur Chryse Planitia. Elle avait d'ailleurs été installée sous la coiffe d'une fusée Titan III E dont le départ était prévu pour le 11 août. Mais divers incidents techniques et la nécessité de

démonter une batterie ont entraîné un retard d'un mois, et c'est finalement Viking 1 (Viking B avant le lancement) qui décolla vers Mars à la place de sa sœur jumelle. Viking 2 avait d'ailleurs bien failli ne jamais partir vers la planète rouge. Elle avait accumulé tellement de retard que le décollage eut lieu alors que la fenêtre de tir était sur le point de se refermer. Quelques heures avant le départ de la fusée Titan III E, les conditions météorologiques étaient devenues très mauvaises. Si le temps n'était pas compté, le lancement aurait été reporté d'une journée ou deux, afin d'attendre que la météorologie redévene plus clément. Mais ce n'était plus possible avec Viking 2 et il fallait impérativement faire partir la sonde. Le lancement de Viking 2 eut finalement eu lieu. Quelques minutes plus tard, la météorologie empirait encore et les conditions qui régnaienat alors sur le pas de tir auraient interdit le décollage pour des raisons de sécurité.

Une correction de trajectoire eut lieu le 14 septembre 1975. Le 31 octobre, le dispositif sensé charger les batteries de l'atterrisseur ne fonctionna pas. Le dispositif de secours fut activé et fonctionna correctement.

Le 16 mars 1976, les caméras recueillent des images de Jupiter, permettant ainsi leur calibration. Une seconde correction de trajectoire fut exécutée le 27 juillet 1976. Après un voyage de 333 jours, l'orbiteur commence à renvoyer des images de la planète Mars quelques jours avant son insertion en orbite.

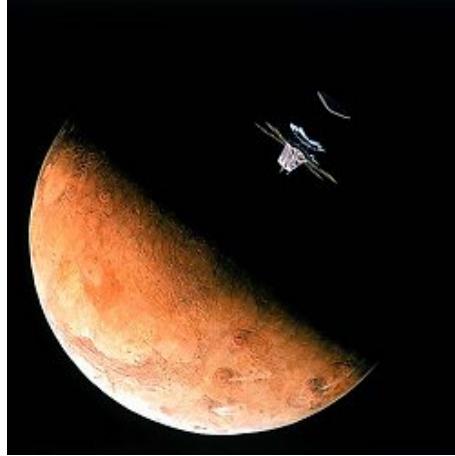


FIG. 3.7 – Vue d'artiste illustrant la séparation du module de descente.

3.2.2 Mission de l'orbiteur

Viking 2 se plaça sur une orbite temporaire de 1500 par 33 000 km, d'une période de 24 h 40, le 7 août 1976 avant de rejoindre l'orbite de certification des sites d'atterrissement deux jours plus tard (1499 km de périastre, inclinaison de 55.2° et période de révolution de 27 h 20). L'intense activité liée à Viking 1 repoussa l'atterrissement au mois suivant, ce qui laissa du temps pour la certification du site d'atterrissement primaire. Comme le site d'atterrissement devait être choisi dans une bande de moyenne latitude (entre 40° et 50° de latitude nord), les observations radars depuis la Terre étaient impossibles, les moyennes et hautes latitudes n'étant pas visibles. Pour la certification des sites, les caméras de l'orbiteur reçurent alors l'aide de deux autres instruments, le MAWD et l'IRTM. Le site choisi était Utopia Planitia, dans le nord de la planète. L'atterrisseur se détacha correctement de l'orbiteur le 3 septembre 1976. Cependant, le bouclier de protection biologique refusa de se détacher de l'orbiteur. À cause de cette surcharge inattendue, le senseur stellaire de l'orbiteur perdit l'étoile Véga qui lui servait de repère et se retrouva désorienté. Les contrôleurs redoutaient de perdre le contact avec l'atterrisseur si un ordre de réorientation était transmis à l'orbiteur. Ils décidèrent

pourtant de laisser l'orbiteur en l'état.

Après la séparation de l'atterrisseur, l'orbiteur de Viking 2 put se livrer à son travail de cartographie. L'inclinaison de l'orbite suivie par le satellite passa à 75° le 30 septembre ce qui lui permettait de survoler les hautes latitudes.

Comme pour Viking 1, la mission principale de l'orbiteur Viking 2 prit officiellement fin avec l'arrivée de la conjonction solaire le 8 novembre 1976, après trois mois de mission. Après la période de conjonction, les communications radios reprirent et la mission étendue commença.

Le 20 décembre, une nouvelle modification des paramètre orbitaux porta l'inclinaison à 80° et abaissa le périastre à 778 km. Au cours du mois d'octobre 1977, Viking 2 effectua une étude rapprochée du satellite Deimos. Le 23 octobre, le périastre fut abaissé à 300 km et la période de révolution passa à 24 heures.

L'orbiteur de Viking 2 fut le premier des quatre éléments de la mission Viking à cesser de fonctionner. Une fuite dans le système de propulsion conduit à une vidange des réservoirs d'azote du système de contrôle d'attitude. La sonde ne put plus contrôler son orientation dans l'espace et les panneaux solaires perdirent leur orientation vers le soleil. Privé de source d'énergie, l'orbiteur devint inutilisable. Les contrôleurs décidèrent alors de le placer sur une orbite de 302 km par 33 176 km avant de l'éteindre le 25 juillet 1978. L'orbiteur de Viking 2 avait renvoyé plus de 20 000 images et orbité 706 fois la planète Mars.

3.2.3 Mission de l'atterrisseur

Le site d'atterrissement principal de Viking 2 se trouvait dans la région de Cydonia. Situé sur la bordure inférieure de la calotte polaire boréale à une latitude élevée, le sol du site d'atterrissement devait être particulièrement riche en glace ou en eau. C'était de plus une vaste dépression localisée à 600 mètres sous le niveau moyen de référence. L'eau avait donc pu s'y accumuler et l'atmosphère pouvait même être assez dense pour permettre à l'eau d'exister sous forme liquide dans les interstices du sol. Mais le site, en dépit de ses promesses, se révélait trop dangereux, tout comme le site de secours dans Arcadia Planitia. L'atterrissement allait donc avoir lieu sur le site de secours n°2 dans Utopia Planitia, une grande plaine assez plate vraisemblablement recouverte par des dépôts d'origine éolienne.

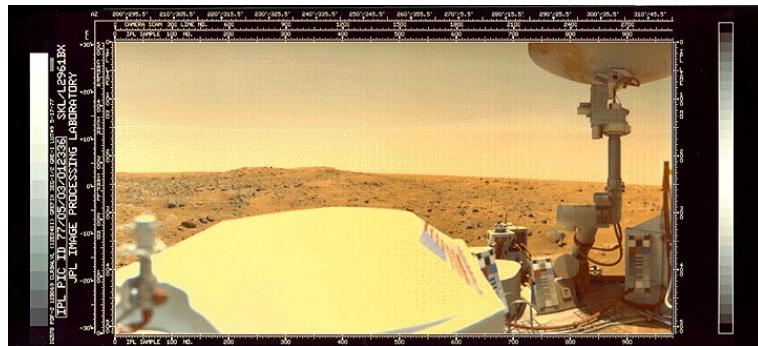


FIG. 3.8 – Vue de la surface de Mars par l'un des atterriseurs Viking. On aperçoit sur la droite les mires de calibration des couleurs et le mât supportant l'antenne grand gain.

La décision d'atterrir dans Utopia Planitia fut prise le 21 août. Des manœuvres propulsives eurent lieu les 25 et 27 août et 80 photos de la région où devait avoir lieu l'atterrissement furent obtenues le 29 août. Ces images allaient permettre de choisir définitivement les coordonnées du site le 31 août. Dans la soirée du 3 septembre, l'atterrisseur se sépara de l'orbiteur.

Suite au non-détachement du bouclier biologique, la décision de ne pas changer l'orientation de l'orbiteur présentait un inconvénient majeur. Avant que la situation ne fut rétablie, les communications ne purent avoir lieu qu'à très faible débit. Juste après l'atterrissement, les équipes au sol étaient aveugles. Elles apprirent seulement avec soulagement que la sonde émettait toujours après le contact avec la surface. Pendant plusieurs heures, tout le monde fut privé du débit nécessaire à la retransmission des premières images qui avaient constitué l'apothéose de l'atterrissement de Viking 1. L'orbiteur ne se réorienta dans la bonne position que 4 heures après l'atterrissement.

L'atterrisseur de Viking 2 toucha la surface martienne dans Utopia Planitia à 9 h 50 heure locale. Le site était localisé à 44° de latitude Nord et 226° de longitude Ouest, à 3 km sous le niveau de référence et à 6725 km de Viking 1. Les émissions de l'atterrisseur furent d'abord relayées par l'orbiteur Viking 2 puis par l'orbiteur Viking 1, ce qui déchargea de sa tâche l'orbiteur Viking 2 qui put alors survoler les régions polaires sur une orbite inclinée à 70°.

A cause d'une mauvaise identification d'un rocher ou de la présence au sol d'une surface à haut pouvoir de réflexion, les rétrofusées fonctionnèrent 0.4 secondes de trop avant le contact, ce qui chauffa la surface et souleva énormément de poussière au niveau du site d'atterrissement. De plus, l'un des pieds de la sonde s'étant posé sur un caillou, l'engin était incliné de 8.2° par rapport à l'horizontale. Effectivement, les deux premières images de l'atterrisseur qui arrivèrent enfin au centre de contrôle après le redressement de l'orbiteur montraient un horizon incliné. Les ingénieurs s'inquiétèrent des conséquences d'un atterrissage brutal sur la santé de l'atterrisseur, mais les données de télémétrie montrèrent que Viking 2 était toujours en parfaite condition.

Contrairement aux apparences, Utopia Planitia n'était pas une région de dunes de sable. Sa surface était recouverte par un très grand nombre de rochers.

Le bras télescopique fut testé le 8 septembre et il creusa une première tranchée de 30 cm de long le 12 septembre. Les détecteurs de vie reçurent une première fournée de sol martien mais au moment où le bras se déplace pour alimenter les entonnoirs des autres appareils, il se bloqua pour ne redevenir opérationnel que 10 jours plus tard.

L'atterrisseur Viking 2 fonctionna pendant 1281 sols avant d'être désactivé le 12 avril 1980 à cause d'un problème de batterie.

Chapitre 4

Les Résultats scientifiques

Grâce au nombre de sondes du projet Viking, le nombre d'expériences exécutées, la durée de vie remarquable des missions et le haut débit de transmission de données, les orbiteurs et les atterrisseurs Viking ont renvoyé une quantité astronomique de résultats et de données, qui n'ont à ce jour pas encore toutes été examinées. Viking a fourni des résultats d'une grande qualité et variété et c'est à ce projet que nous devons la majorité des connaissances actuelles de la planète Mars.

4587 images de la surface martienne, la plupart en couleurs, ont été acquises par les deux atterrissseurs. Les caméras ont non seulement observé les alentours du site d'atterrissement en recueillant des images époustouflantes, mais également l'opacité de l'atmosphère liée à la présence de poussière, le soleil ainsi que le passage de l'ombre de l'un des deux satellites martiens, Phobos, au-dessus du site d'atterrissement (cette ombre a également été suivie par les orbiteurs, ce qui a permis de localiser à 1 kilomètre près le site d'atterrissement de Viking 1).

Voici, classés selon les domaines d'étude les principaux résultats des missions Viking 1 et 2 :

4.1 L'atmosphère

Les atterrissseurs Viking ont déterminé la composition chimique de l'atmosphère de Mars depuis le sol : celle-ci se compose de gaz carbonique (CO_2) à hauteur de 95.3%, de 2.7% d'azote, 1.6% d'argon, 0.13% d'oxygène, 0.07% de monoxyde de carbone et d'un peu d'hydrogène. Certaines données invalidaient des hypothèses émises par le spectromètre de masse de l'atterrisseur soviétique Mars 6 qui évaluait la concentration d'argon entre 15 et 30%.

L'oxygène proviendrait de la décomposition du CO_2 des calottes polaires. La présence à l'état de traces d'hydrogène atomique dans l'atmosphère, qui comme l'hélium ne peut être retenu par la gravité martienne, s'explique par la photodécomposition des molécules d'eau.

L'atmosphère de Mars contient très peu d'ozone (0.3 parties par millions, soit 1/60ème de l'épaisseur de la couche d'ozone terrestre) et Mars ne possède donc pas de protection contre le rayonnement ultraviolet. Les concentrations en ozone les plus élevées s'observent autour des pôles en hiver, là où la concentration en vapeur d'eau est la plus faible.

La très faible pression atmosphérique martienne a été mesurée à 7.3 millibars, ce qui représente environ 1/160ème de la pression à la surface de la Terre. La Pression à la surface de Mars est comparable à la pression atmosphérique terrestre à une altitude de 30 km.

Le MAWD fournit des cartes globales de la quantité de vapeur d'eau pour toutes les saisons, révélant ainsi le cycle saisonnier de transport de vapeur d'eau et démontre que la calotte glaciaire résiduelle boréale en été était constituée de glace. Cet instrument a permis de découvrir le cycle saisonnier de transport de l'eau entre les deux calottes polaires et a montré que la calotte polaire résiduelle du pôle nord (visible en été) était principalement constituée de glace d'eau.

Durant leur descente vers la surface, les atterrissseurs Viking ont relevé la température de l'atmosphère, procurant ainsi un profil vertical de température (fig. 4.1). Celle-ci a été mesurée à envi-

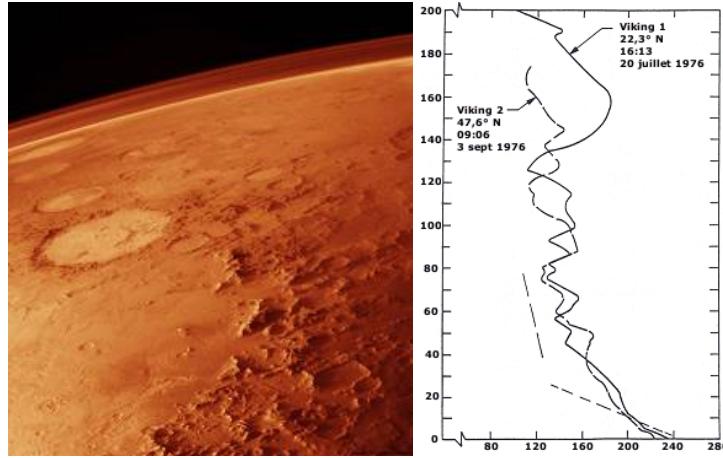


FIG. 4.1 – L’atmosphère de Mars vue par l’un des orbiteurs Viking et le profil de température mesuré par les atterriseurs lors de leur descente. Le graphique montre en abscisse la température en Kelvin et en ordonnée l’altitude en km.

ron 100 Kelvin (-173°C) à 200 km d’altitude pour finalement arriver à environ 230 Kelvin (-43°C) à la surface. Un des autres instruments logés dans le bouclier thermique permet de caractériser l’interaction du vent solaire avec la haute atmosphère.

4.2 La cartographie

Les orbiteurs ont photographié la presque totalité de la surface de la planète (97%) avec une résolution variant entre 150 et 300 mètres par pixel. Certaines zones ont fait l’objet d’une couverture encore plus précise avec des images dont la résolution atteignait 7.5 mètres par pixel. L’altitude minimale de survol de la surface martienne a été de 300 km pour les deux orbiteurs. Ils ont collecté au total 52 603 images qui offrent une vue globale et complète de la planète (fig. 4.2), ainsi que des images des deux satellites de Mars, Phobos et Deimos (fig. 4.3).

Les données obtenues ont permis d’établir plus de 9000 points de contrôle pour la cartographie avec des précisions variant entre 3 et 6 km.

4.3 La géologie

La structure interne de Mars est mal connue, en particulier en ce qui concerne l’activité sismique de Mars étant donné que le sismomètre de l’atterrisseur Viking 1 ne fonctionna pas. Quant au sismomètre de l’atterrisseur Viking 2, il n’enregistra qu’un seul tremblement valable sur 2100 heures de fonctionnement. Cet instrument était trop sensible au vent. Monté sur la plate-forme de l’atterrisseur dont la portance était importante, il était soumis à de nombreux mouvements, lorsque le vent soufflait trop fort. Et quand la vitesse du vent tombait en dessous de quelques mètres par seconde, il n’enregistrait plus rien, à cause d’une sensibilité trop faible. L’instrument était également inutilisable pendant les activités de l’atterrisseur, à cause des signaux parasites (déplacement du bras mécanique par exemple).

En revanche, le spectromètre à fluorescence (XRFS) permit de déterminer la composition du sol martien. Celui-ci est principalement composé d’oxydes de silicium (44%) et d’oxydes de fer (17%). Les oxydes de fer jouent deux rôles importants sur Mars. Premièrement, ils sont responsables de la couleur rouille caractéristique de la surface martienne (hématite principalement, mais aussi

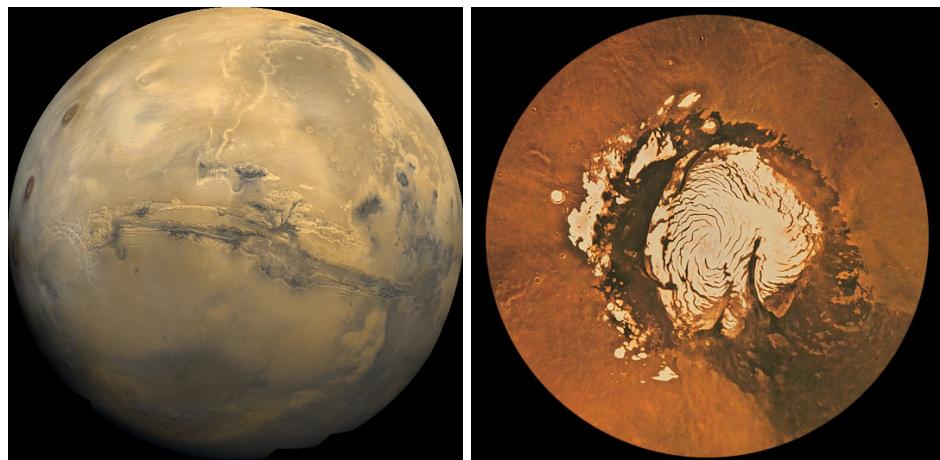


FIG. 4.2 – A gauche, globe martien reconstitué avec les photos des orbiteurs Viking. A droite, la calotte glaciaire boréale.

ferrihydrite). Ensuite, le sol doit ses étonnantes propriétés électriques et magnétiques à la présence de deux oxydes de fer hautement magnétique, la magnétite (Fe_3O_4) et la maghémite (Fe_2O_3). Ce dernier possède la même formule chimique que l'hématite, mais diffère de cet oxyde par sa structure cristalline.

On trouve ensuite des oxydes d'aluminium, de magnésium, de calcium et une petite quantité de rutile, un oxyde de titane. Le soufre est également présent en quantité non négligeable sous la forme de sulfates. Enfin, le sol contient du chlore et une quantité très faible de potassium.

La composition des sols martiens, fournie par les instruments des deux atterrissageurs Viking, n'est qu'une composition élémentaire, atomique. Elle ne donne aucune idée sur les minéraux et les molécules qui sont constitués par ces atomes.

Très réactif au point de vue chimique, le sol martien subit en permanence un intense bombardement de radiations UV capable de détruire toute substance organique. Au point de vue physique, il se comporte comme du sable humide alors qu'il est extrêmement sec. Les tranchées creusées par les pelles des atterrissageurs Viking ont conservé des parois droites qui ne se sont pas effondrées.

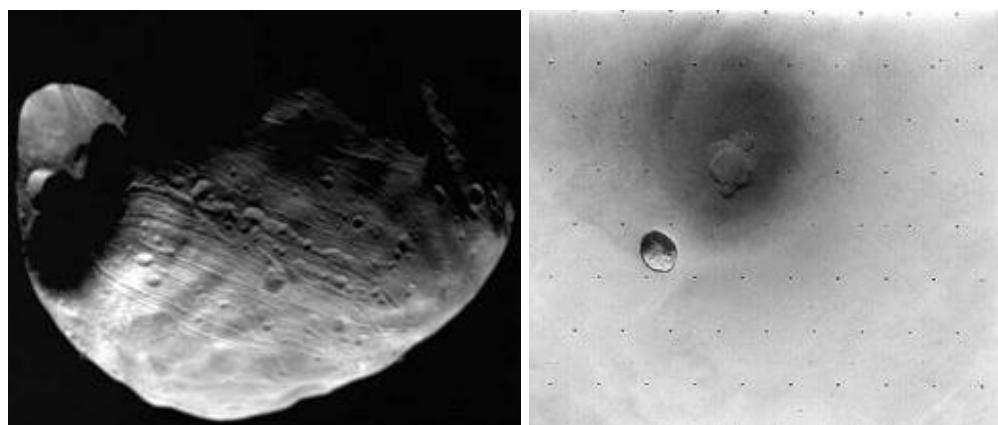


FIG. 4.3 – La lune Phobos, à gauche en gros plan et à droite vue lors d'un passage devant Mars.

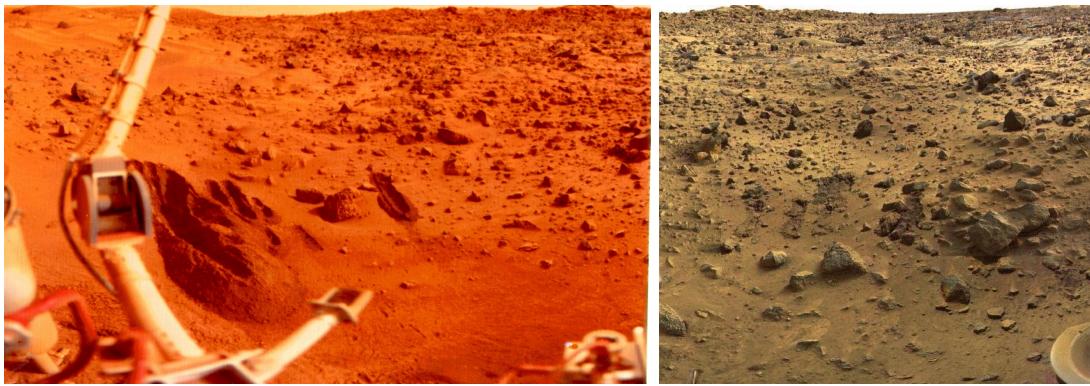


FIG. 4.4 – Le sol martien vu par les atterriseurs Viking. On remarque à gauche les sillons creusés par le bras télescopique.

La calotte résiduelle qui coiffe le pôle nord a été étudiée par les instruments des orbiteurs Viking. Son capuchon de dioxyde de carbone qui la recouvre en hiver finit toujours par disparaître complètement. Après sa sublimation, celui-ci révèle une calotte résiduelle bien plus importante que celle du pôle sud, qui couvre une région de 1000 km^2 . En 1976, grâce aux données fournies par le spectromètre infrarouge MAWD (teneur en vapeur d'eau de l'atmosphère) et le radiomètre infrarouge IRTM (évolution des températures au sol), les orbiteurs Viking montrèrent que la calotte polaire nord se compose principalement de glace d'eau, comme les scientifiques l'avaient suspecté dès 1972 avec les observations de la sonde Mariner 9.

4.4 La météorologie

Les deux stations météorologiques ont enregistré la pression, la température, la direction et la vitesse des vents pendant plus de trois années martiennes (soit six années terrestres) pour Viking 1 et deux années martiennes (soit quatre années terrestres) pour Viking 2. L'ensemble représentait plus de 3 millions de mesures météorologiques.

Lorsque les atterriseurs se posèrent sur Mars, c'était le début de l'été dans l'hémisphère nord et l'atmosphère était peu poussiéreuse. Le cycle de variation diurne de la température se répétait d'un jour sur l'autre. La température moyenne sur Chryse Planitia était de -50°C , avec un minimum de -83°C à l'aube et un maximum de -33°C au début de l'après midi. Le site d'atterrissement de Viking 2 étant situé plus au nord, les températures étaient plus basses de 5 à 10°C . La densité de l'atmosphère n'étant pas suffisante pour lui permettre de retenir de la chaleur, et l'air était toujours plus froid d'une vingtaine de degrés par rapport à la surface. Les vents martiens soufflaient de manière bien plus faible que prévue, de 7 km/h pendant la nuit jusqu'à 25 km/h en cours de journée. Les tempêtes de poussière globales avaient des effets particulièrement importants sur la météorologie. L'atmosphère, chargée de particules de poussière, devenait soudain plus opaque. La poussière en suspension permettait à l'air de se réchauffer plus vite et jouait le rôle de tampon en abaissant le contraste thermique journalier. Les vents soufflaient alors beaucoup plus vite.

La mission étendue au delà des trois mois initiaux permit d'effectuer des mesures des changements saisonniers sur les deux sites d'atterrissement. Durant le premier hiver sur le site de Viking 2, la température tomba à -113°C .

D'autres résultats indiquèrent que le gaz carbonique se condensait massivement sur les calottes polaires — un quart de l'atmosphère de l'hémisphère sud se fixerait ainsi sur le sol — ce qui a pour effet de faire varier considérablement la pression atmosphérique, de plus ou moins 2 millibars. Ainsi, les deux sondes Viking ont observé une différence de 30% de la pression atmosphérique entre

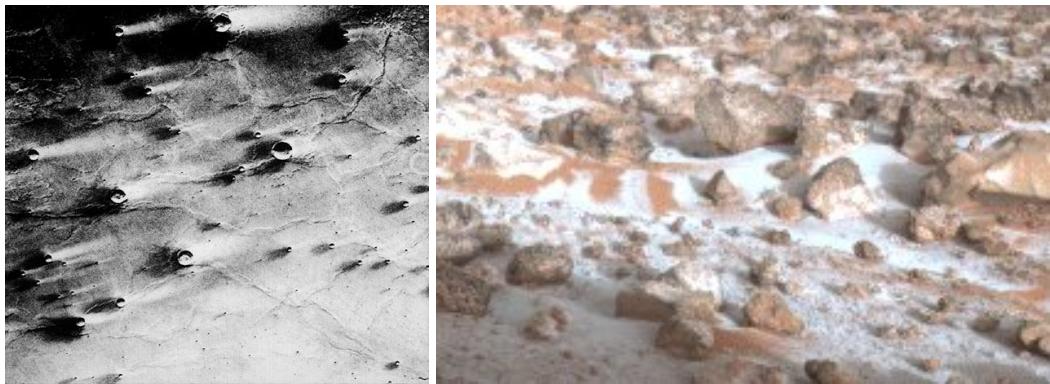


FIG. 4.5 – A gauche, des traces laissées par le vent martien et à droite, du givre déposé devant l'un des atterriseurs Viking.

l'été et l'hiver dans l'hémisphère nord. Ce cycle se répète tous les ans.

Un autre cycle annuel couplé à celui du gaz carbonique, se déroule sur Mars. Ce gaz, en se condensant sur les calottes, incorpore des poussières à la glace des pôles. La réflectivité des calottes est ainsi modifiée, ce qui influe sur la capacité de la glace à se sublimer sous l'effet des rayons du soleil. L'opacité de l'atmosphère martienne est due à la présence de particules de poussière en suspension dans l'air (aérosols). Les particules de poussière ont un diamètre compris entre 1 et $10 \mu\text{m}$. L'atmosphère chargée en poussière diffuse la lumière solaire dans des longueurs d'ondes tirants vers le rouge et donne ainsi au ciel martien sa couleur caractéristique.

La surface de Mars est régulièrement balayée par de gigantesques tempêtes de poussière, qui peuvent atteindre une dimension globale. Au cours d'une tempête, les particules de poussière peuvent monter jusqu'à 50 km d'altitude (contre 20 km en temps normal) et modifier profondément le climat (augmentation importante de la température atmosphérique, diminution de l'écart entre les minima et les maxima, baisse de la température au sol). Au cœur d'une tempête, les vents soufflent en moyenne à 60 km/h, avec des pointes pouvant dépasser les 100 km/h. Les sondes Viking ont relevé des vents de 150 km/h. La planète est alors plongée dans une relative obscurité. Les rayons du soleil ne parviennent plus percer le voile opaque qui enveloppe la planète.

Les tempêtes sont peut-être également responsables de l'homogénéisation du sol à l'échelle planétaire car le sol martien présentait la même composition sur les sites d'atterrissement de Viking 1 et Viking 2, pourtant distants de milliers de kilomètres.

Les caméras de l'atterrisseur ont pointé le soleil et ainsi pu mesurer l'opacité de l'atmosphère due à la poussière en suspension (fig. 4.6). Un grand nombre d'information a été récolté sur le taux de variation de l'opacité et des niveaux de celle-ci précédant une tempête. D'autres informations sur les propriétés des particules de poussière ont été obtenues par observation de la clarté du ciel.

Viking 2 mit en évidence d'autres phénomènes météorologiques comme les gelées blanches. Ce phénomène commence lorsque de la vapeur d'eau se condense autour de particules de poussière au niveau des régions équatoriales pour former des grains de $2 \mu\text{m}$ de diamètre. Ces grains sont ensuite transportés au niveau des régions boréales où ils se couvrent d'une fine couche de neige carbonique. Leur poids est alors suffisant pour qu'ils tombent à la surface. Sous l'effet de rayons du soleil, la gangue de neige carbonique se sublime alors, laissant un sol recouvert de particules de poussières et de gelée blanche.

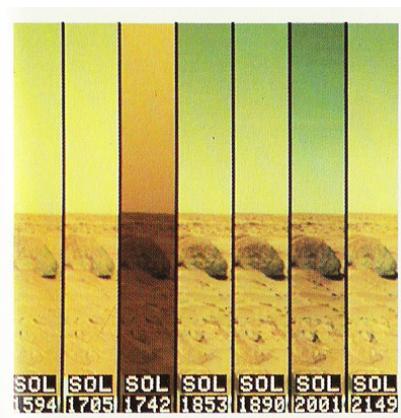


FIG. 4.6 – Assemblage d’images montrant les variations de luminosité durant le passage d’une tempête.

4.5 La vie sur Mars ?

Les expériences biologiques des sondes Viking, GEX, LR et PR, visaient à détecter la présence de vie microbiologique sur Mars. Les résultats sont ambigus et déconcertants et sont de nos jours encore sujets à controverse car ils ne correspondent ni aux résultats attendus si la vie existait réellement sur Mars, ni aux résultats attendus dans le cas contraire...

En revanche, les sondes ont établi que la surface de Mars était un environnement extrêmement hostile à la vie en raison des radiations UV.

Lors d’une conférence de la NASA, les résultats furent exprimés de la façon suivante :
”Non seulement Viking ne trouva pas de vie sur Mars, mais montra pourquoi il n’y avait pas de vie là-bas... Viking révéla que Mars était encore plus aride qu’on le pensait auparavant... L’aridité seule suffirait à garantir l’absence de vie sur Mars; combinée avec le flux de radiations, Mars devient presque aussi hostile à la vie de la Lune.”

Cependant, certains maintiennent que les résultats des expériences sont plus facilement réconciliables avec la conclusion que la vie a été détectée sur Mars plutôt qu’avec l’hypothèse contraire. Le mystère demeure...

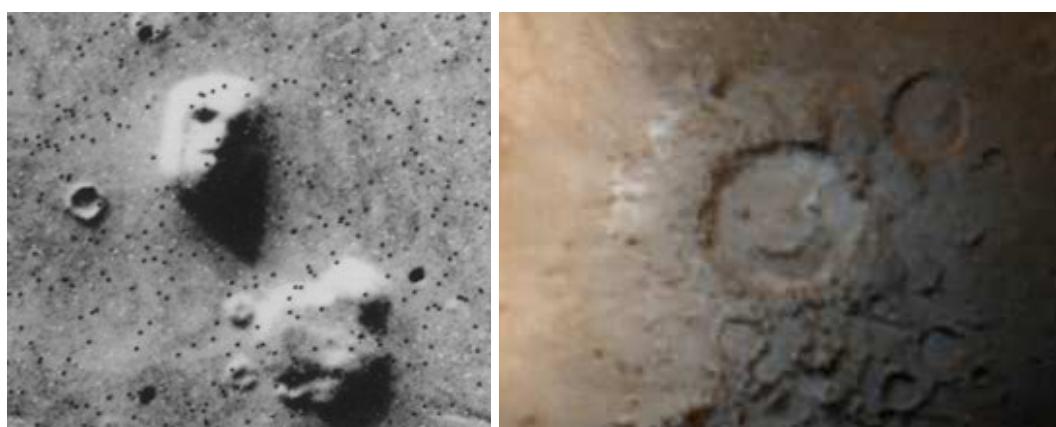


FIG. 4.7 – Certains voient dans ces images prises par les orbiteurs Viking des preuves de la vie sur Mars...

4.6 Autres résultats

Durant l'expérience de sciences radio, lorsque Mars passa derrière le soleil, la mesure la plus précise de distance interplanétaire fut réalisée. Une distance de 321 millions de kilomètres fut mesurée avec une précision d'1.5 m. Le retard du signal radio dû à l'attraction du soleil à ce moment là était exactement celui que la théorie de la relativité générale d'Einstein prédisait : 0.2 ms.



FIG. 4.8 – Vue d'artiste futuriste d'un astronaute rencontrant une sonde Viking.

Bibliographie

- [1] Viking Lander Imaging Team, *The Martian Landscape*, NASA, 1978.
- [2] F. Miles, N. Booth : *A la conquête de Mars*, France Loisirs, 1988.
- [3] *The Cambridge Encyclopedia of Space*, Cambridge University Press, 1990.
- [4] H. Kieffer, B. Jakosky, C. Snyder, M. Matthews : *Mars*, The University of Arizona Press, 1992.
- [5] P. Raeburn, C. Frankel, M. Golombek : *A la découverte de la planète rouge*, National Geographic, 2001.
- [6] *National Space Science Data Center, NASA Goddard Space Flight Center*, site Internet.
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov>
- [7] *Wikipedia, the free encyclopedia*, site Internet.
http://en.wikipedia.org/wiki/Viking_program
- [8] P. Labrot : *De la planète rouge à l'origine de la vie*, site Internet.
<http://www.nirgal.net>
- [9] *Exploring the planets : Mars*, Smithsonian National Air And Space Museum, site Internet.
<http://www.nasm.si.edu/research/ceps/etp/mars/index.htm>