

### 3.2. Relation assiette, pente, incidence

Si on considère un avion en vol, on peut définir trois angles importants liés entre eux par une relation simple :

- l'\_\_\_\_\_ de l'avion est l'angle formé entre l'axe longitudinal de l'avion et l'horizontale, elle est définie positivement si le nez de l'avion se situe au dessus de l'horizon ;
- la \_\_\_\_\_ est l'angle formé entre la trajectoire suivie par l'avion et l'horizontale, elle est définie positivement si l'avion est en montée ;
- l'\_\_\_\_\_ est l'angle formé entre l'axe longitudinal de l'avion et la trajectoire, elle est définie positivement si le nez de l'avion est au dessus de la trajectoire.

La relation reliant ces trois paramètres est la suivante :

$$\text{Assiette} = \text{Pente} + \text{Incidence}$$

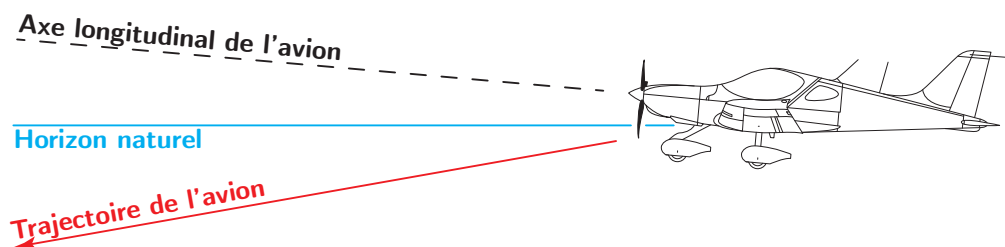


Figure 23 – Relation entre assiette, pente et incidence.

### 3.3. Étude du vol stabilisé

L'étude du vol stabilité consiste à analyser les forces s'appliquant à un aéronef en vol. Ces forces peuvent être regroupées en fonction de leur origine :

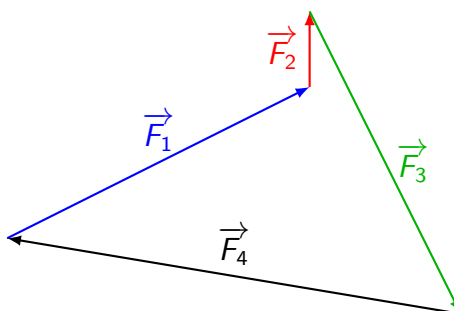
- origine inertielle, fonction des accélérations subies par l'avion ;
- origine propulsive, générées par les moteurs de l'avion ;
- origine aérodynamique, générées par le flux d'air s'écoulant autour des ailes.

Nous allons donc nous intéresser dans cette partie aux effets de ces forces au niveau du centre de gravité de l'avion. Si l'avion effectue un vol rectiligne uniforme (en se déplaçant en ligne droite à vitesse constante) le principe fondamental de la dynamique nous indique que la somme des forces qui lui sont appliquées est nulle :

$$\sum \vec{F}_G = \vec{0}$$

**Remarque :**

La relation précédente signifie que les flèches représentant les forces mises bout à bout reviennent au point de départ :



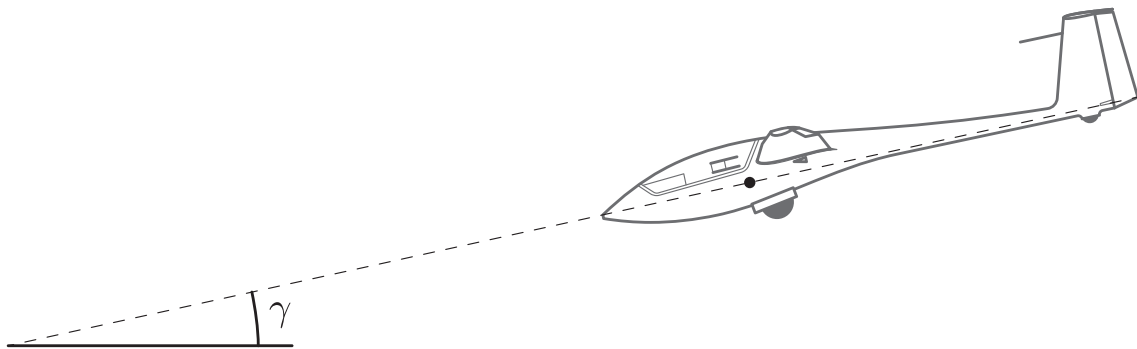
Dans les paragraphes qui suivent, nous allons considérer, pour simplifier les études, que le centre de poussée et le centre de gravité sont confondus et appartiennent à l'axe longitudinal de l'avion.

### 3.3.1. Vol plané

Le planeur n'ayant pas de moteur, son seul mouvement possible est un mouvement de descente par rapport à la masse d'air dans laquelle il se trouve. Seule la présence de courants ascendants peut lui permettre de prendre de l'altitude.

On considère un planeur en descente rectiligne à vitesse constante, en air calme, qui suit une pente de descente  $\gamma$ . Ce planeur est soumis aux deux seules forces que sont son poids et la résultante aérodynamique.

Comme nous l'avons vu précédemment, la résultante aérodynamique peut être décomposée en deux éléments : la portance, perpendiculaire à l'axe de l'aéronef et la traînée, parallèle à l'axe de l'avion.



**Figure 24** – Équilibre du planeur en descente.

Pour étudier l'équilibre des forces, on peut également décomposer le poids en deux composantes : l'une opposée à la portance, l'autre opposée à la traînée. On obtient alors les deux relations suivantes :

$$\begin{cases} F_z = m g \cos \gamma \\ F_x = m g \sin \gamma \end{cases}$$

La pente de descente étant généralement faible, on peut simplifier ces deux expressions en considérant  $\cos \gamma \approx 1$  et  $\sin \gamma \approx \gamma$ . Ceci permet alors d'écrire

$$\begin{cases} F_z = m g \\ F_x = m g \gamma \end{cases} \implies F_x = F_z \gamma \implies \gamma = \frac{F_x}{F_z} = \frac{1}{f}$$

On retrouve alors ici la relation entre la pente de descente  $\gamma$  et la finesse  $f$  de l'avion : plus la finesse d'un avion ou d'un planeur est grande, plus sa pente de descente est faible.

### 3.3.2. Vol motorisé

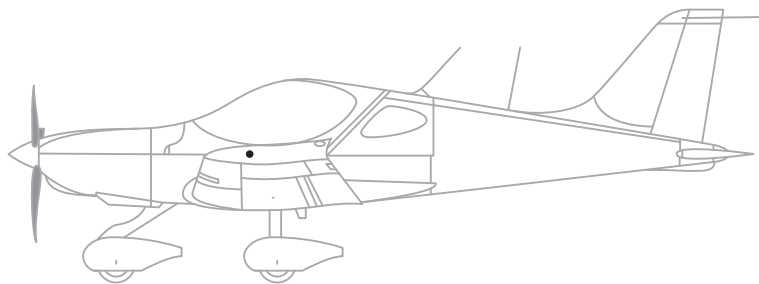
Lors du vol d'un avion par opposition au vol d'un planeur, une quatrième force vient s'ajouter à la portance, la trainée et le poids : il s'agit de la traction, que l'on notera  $T$ .

**Remarque :** pour des soucis de simplicité nous utiliserons ici systématiquement le terme de traction adapté aux avions à hélice. Pour un avion à réaction on utilise plutôt le terme de poussée.

#### Vol en palier rectiligne uniforme

Dans le cas du vol en palier uniforme, les quatre forces évoquées précédemment s'équilibrent deux à deux :

- l'avion vole à altitude constante donc la portance doit équilibrer le poids :  $F_z = P$  ;
- l'avion vole à vitesse constante donc la traction équilibre la trainée  $T = F_x$ .



**Figure 25** – Équilibre de l'avion en palier uniforme.

Se souvenant des expressions de la force de portance et de la force de trainée, on peut en déduire

$$\begin{cases} mg = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \\ T = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \end{cases} \Rightarrow \frac{mg}{T} = \frac{C_z}{C_x} \Rightarrow T = \frac{mg}{f}$$

On constate alors avec cette dernière expression que, la masse étant globalement constante, pour qu'un avion vole en palier à vitesse constante il n'existe qu'une seule valeur de  $C_z$  permettant d'équilibrer le poids, donc qu'une seule valeur d'incidence permettant de maintenir le palier.

De fait, il n'existe également qu'une seule valeur de  $C_x$ , ce qui impose la force de traction qu'il faut appliquer avec le moteur. On voit donc ici que les deux équations de sustentation et de propulsion sont intimement liées.

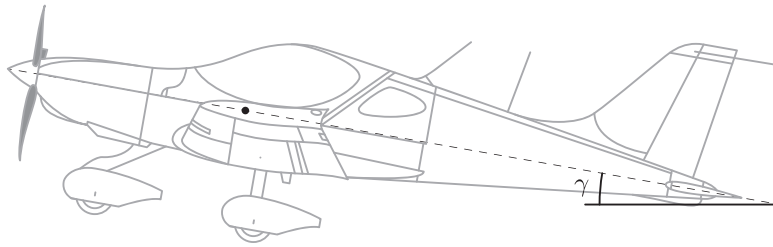
#### Vol en montée rectiligne uniforme

Pour que l'avion effectue une montée à vitesse constante, nous allons voir ici que la force de traction doit augmenter par rapport au vol en palier, ce qui semble tout à fait naturel.

Si l'avion monte en suivant une trajectoire de pente  $\gamma$ , on peut décomposer son poids en deux parties, l'une parallèle à la trajectoire et s'ajoutant à la force de trainée et l'autre perpendiculaire à la trajectoire et s'opposant à la force de portance.

Compte tenu de la décomposition proposée pour l'effort de pesanteur, on peut écrire

$$\begin{cases} F_z = mg \cos \gamma \\ T = F_x + mg \sin \gamma \end{cases}$$



**Figure 26** – Équilibre de l'avion en montée.

et comme pour la descente en vol plané, si on considère la pente  $\gamma$  faible, on peut proposer les simplifications suivantes :

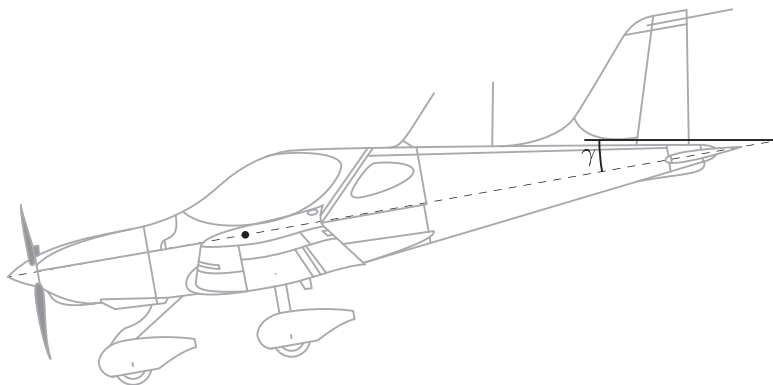
$$\begin{cases} F_z = m g \\ T = F_x + m g \gamma \Rightarrow \gamma = \frac{T - F_x}{m g} \end{cases}$$

Cette dernière expression s'interprète de manière tout à fait intuitive :

- plus la traction est performante, plus la pente pourra être forte ;
- plus les frottements aérodynamiques sont importants, plus la pente sera faible ;
- plus la masse de l'avion est importante, plus la pente sera faible.

### *Vol en descente rectiligne uniforme*

En descente à vitesse constante à l'inverse, il est nécessaire de diminuer la traction pour garder une vitesse constante. Là encore, ceci semble tout à fait logique.



**Figure 27** – Équilibre de l'avion en descente.

Cette fois-ci, la composante du poids parallèle à la trajectoire s'ajoute à la traction, ce qui permet d'écrire, en considérant toujours la pente  $\gamma$  :

$$\begin{cases} F_z = m g \cos \gamma \\ T + m g \sin \gamma = F_x \end{cases}$$

et en effectuant toujours la même simplification

$$\begin{cases} F_z = m g \\ T + m g \gamma = F_x \Rightarrow \gamma = \frac{F_x - T}{m g} \end{cases}$$

**Remarque :** lorsque le moteur de l'avion est au ralenti, on peut considérer que la traction  $T$  s'annule et les équations redeviennent celles du planeur. Cependant, l'hélice de l'avion, lorsqu'elle n'est plus entraînée par le moteur, est une importante source de trainée.

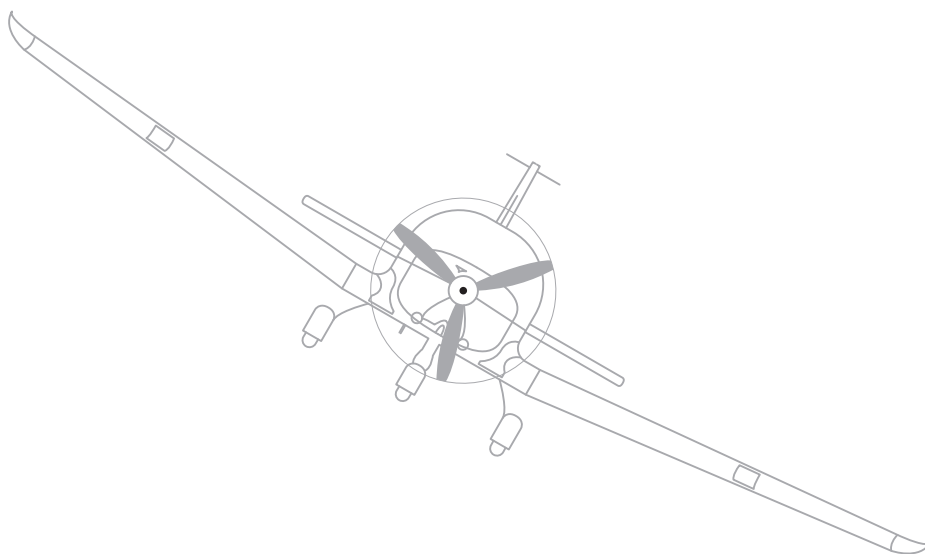
### Vol en virage symétrique en palier

Lorsqu'un avion vole en virage symétrique en palier et à vitesse constante, il s'incline autour de son axe de roulis. malgré ce mouvement, la force de portance reste perpendiculaire au plan des ailes.

La première conséquence de l'inclinaison de la force de portance et l'apparition d'une composante horizontale de la portance. Cette composante horizontale dirigée vers l'intérieur du virage permet de dévier la trajectoire de l'avion vers l'intérieur.

Mais si la force aérodynamique s'incline vers l'intérieur, cela signifie aussi que sa composante verticale diminue. Ainsi, sans action du pilote, la composante verticale de la portance n'équilibre plus le poids et l'avion s'engage naturellement en descente lors d'un virage.

Pour effectuer un virage en palier il est donc nécessaire d'augmenter légèrement la portance. On pourra faire cela en augmentant l'incidence mais ceci augment également la trainée et doit donc être accompagné d'une hausse de puissance.



**Figure 28** – Équilibre de l'avion en virage.

Par ailleurs, pour le pilote, une sensation de lourdeur apparaît lors d'un virage. En effet, en vol en palier, nous avons vu que la portance équilibre exactement le poids. Or, en vol en palier, la portance est verticale et vers le haut. Cette habitude étant ancrée en nous, lors d'un virage en avion, notre poids « reste » l'effort équilibrant la portance de sorte que nous avons l'impression qu'il augmente.

En notant  $\varphi$  l'inclinaison de l'avion lors du virage, on peut remarquer que le poids apparent peut se déterminer à partir du poids réel :

$$\text{poids réel} = \text{poids apparent} \times \cos \varphi \Rightarrow \text{poids apparent} = \frac{\text{poids réel}}{\cos \varphi}$$

Le cosinus étant par définition inférieur à 1, notre poids semble plus important en virage qu'en vol en ligne droite.

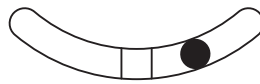
On peut alors définir le \_\_\_\_\_ comme étant le rapport entre la portance et le poids (réel) de l'avion. Le facteur de charge est généralement noté  $n$  :

$$n = \frac{F_z}{m g}$$

En virage, nous venons de voir que la portance doit augmenter pour valoir  $F_z + \Delta F_z$ , de sorte que

$$n = \frac{F_z + \Delta F_z}{m g} = \frac{\text{poids apparent}}{m g} = \frac{\text{poids réel}}{\cos \varphi m g} = \frac{1}{\cos \varphi}$$

On rappelle que lors de la présentation des instruments de bords, l'indicateur de virage, outre l'indication du côté de virage et du taux de virage, indique également la symétrie à l'aide de l'indicateur de dérapage ou bille.



**Figure 29** – Bille non centrée nécessitant une action à droite sur le palonnier.

Celle-ci doit être centrée pour avoir un virage symétrique et on retiendra qu'il faut agir sur le palonnier du côté où est la bille pour la placer au centre de l'indicateur de dérapage.

## 4. Le vol spatial

On peut définir l'espace comme l'environnement sans limite situé autour de la Terre. Si cet environnement est régi par des lois physiques et mécaniques connues, la découverte et l'exploration de cet environnement est source de curiosité pour l'homme qui a lancé dans l'espace divers objets d'observation, d'étude et d'analyse : les sondes et les satellites.

Pour comprendre le fonctionnement des satellites mis en orbite, il est nécessaire d'avoir quelques notions à propos des lois de la physique.

### 4.1. Loi de la gravitation universelle

Le vol spatial repose essentiellement sur l'utilisation de la force de gravitation. Le mathématicien et physicien \_\_\_\_\_ démontra que dans tous l'univers, \_\_\_\_\_



**Figure 30** – La force d'attraction universelle.

L'intensité de cette force est déterminée par la relation

$$F_{1 \rightarrow 2} = -F_{2 \rightarrow 1} = G \frac{M_1 M_2}{r^2}$$

où

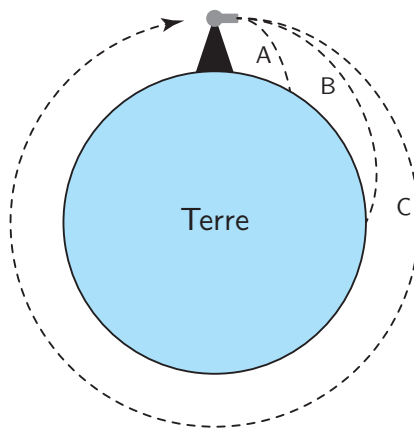
- $F_{1 \rightarrow 2}$  est la force d'attraction exercée par le corps 1 sur le corps 2, exprimée en N ;
- $F_{2 \rightarrow 1}$  est la force d'attraction exercée par le corps 2 sur le corps 1, exprimée en N ;
- $G$  est le coefficient de gravitation universel ( $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{kg}^{-2}$ ) ;
- $M_1$  et  $M_2$  sont les masses des corps 1 et 2, exprimées en kg ;
- $r$  est la distance séparant les deux centres de gravités  $G_1$  et  $G_2$  des deux corps, exprimée en m.

Cette force d'attraction est généralement appelée \_\_\_\_\_ et l'on retrouve la formulation suivante :

$$P = m \cdot g_0 \quad \text{avec} \quad g_0 = G \frac{M_T}{R_0^2} = 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$$

où  $M_T$  est la masse de la Terre et  $R_0$  son rayon.

Sous l'effet de l'attraction universelle, deux corps dans l'espace ont donc tendance à s'attirer l'un l'autre de sorte que si on lance un projectile à la surface de la Terre, il finit par retomber au sol. Cependant, Isaac Newton imagine un canon placé au sommet d'une très haute montagne et permettant de lancer le projectile avec une vitesse horizontale très grande.



**Figure 31** – Expérience de pensée d'Isaac Newton : le lancement d'un satellite.

Si le projectile est lancé à faible vitesse (trajectoires A ou B sur la figure 31), le projectile finit par retomber au sol comme on peut l'expérimenter chaque jour.

Mais Isaac Newton entrevoit le fait que si le projectile est lancé suffisamment vite, il pourrait « rater la Terre au moment d'y retomber » (trajectoire C sur la figure 31). Ainsi, le projectile pourrait « tomber en permanence sur la terre ». On parle alors d'orbite pour décrire le mouvement du projectile autour de la Terre. La vitesse permettant de mettre le satellite en orbite est appelée **vitesse d'injection**.

Et si la vitesse augmente, il est possible d'arracher un objet à l'attraction terrestre. On parle alors de **libération**.

## 4.2. Lois de Kepler

En étudiant le déplacement des astres évoluant en orbite autour d'autres astres, l'astronome \_\_\_\_\_ remarque que les mouvements de ces astres respectent trois règles fondamentales :

- **première loi, dite des orbites** : un corps orbite autour d'un autre corps en suivant une trajectoire elliptique dont un des foyer est occupé par le corps central ;
- **deuxième loi, dite des aires** : les aires balayées par le segment joignant le centre de l'astre et le centre du satellite dans des intervalles de temps égaux sont égales ;
- **troisième loi, dite des périodes** : la période de révolution d'un satellite est directement liée au cube du demi grand-axe de sa trajectoire.

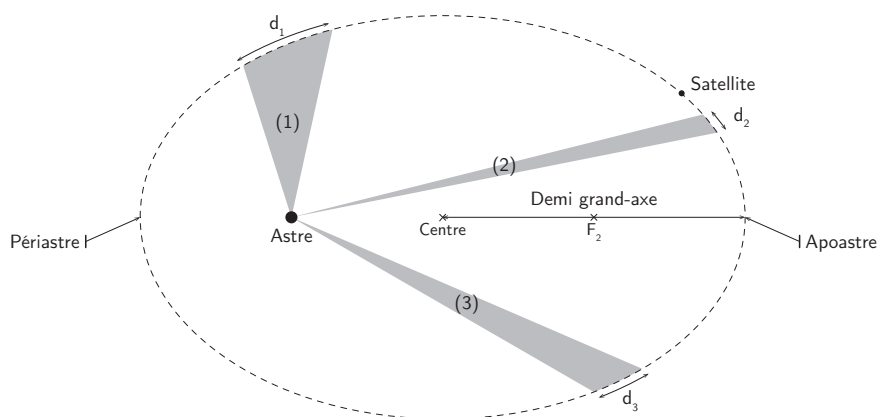


Figure 32 – Les lois de Kepler.

Sur la figure 32 page suivante, les trois distances  $d_1$ ,  $d_2$  et  $d_3$  sont parcourues pendant le même intervalle de temps et les aires  $(S_1)$ ,  $(S_2)$  et  $(S_3)$  sont égales. On constate alors qu'un objet céleste se déplace d'autant plus rapidement qu'il est proche de l'objet autour duquel il orbite.

De cette observation découle le fait qu'à une hauteur donnée ne correspond qu'une et une seule vitesse et inversement. Ceci pourrait être démontré mais cela ne fait pas l'objet de ce cours.

## 4.3. Les orbites

La plus grande difficulté lors de l'envoi d'un satellite dans l'espace est d'atteindre la vitesse d'injection permettant de le placer en orbite autour de la Terre. Ceci est d'autant plus compliqué que la Terre est entourée d'une atmosphère dans laquelle le déplacement des satellites est soumis à des frottements importants.

Ainsi, pour envoyer un objet dans l'espace, on procède généralement par accélération successives.

Le lancement initial a pour objectif de permettre à la sonde de sortir suffisamment de l'atmosphère pour que les frottements deviennent faibles. Après la première combustion on laisse la sonde évoluer en chute libre jusqu'à ce qu'elle atteigne son apogée.

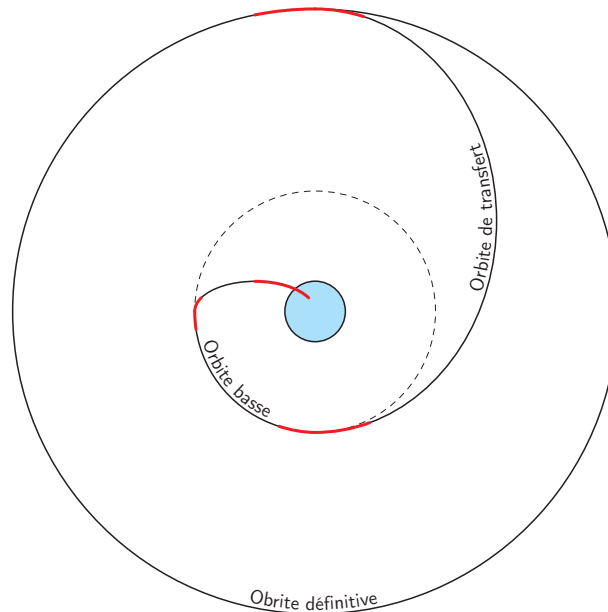
Au moment de l'apogée, une seconde combustion accélère la sonde de manière à augmenter l'altitude de son périogée, ce qui aura pour effet de placer la sonde sur une orbite basse d'où il sera possible de passer sur une orbite elliptique de transfert.

L'accélération suivante permettra de redéfinir l'apogée puis, au prochain apogée, une nouvelle accélération permettra à nouveau de circulariser l'orbite.

Une orbite est alors définie par quatre paramètres :

- sa période orbitale (le temps nécessaire pour effectuer un tour d'orbite) ;





**Figure 33** – Principe de lancement d'un satellite.

- les hauteurs de son périastre et de son apoastre ;
- son inclinaison par rapport à l'équateur de son astre (égale à  $0^\circ$  pour une orbite équatoriale et à  $90^\circ$  pour une orbite polaire) ;
- l'argument du périastre (décrivant la position du périastre sur les  $360^\circ$  de l'orbite).

En fonction de ces paramètres, on peut alors définir quelques grands types d'orbites.

Une orbite \_\_\_\_\_ est une orbite sur laquelle un satellite possède une période orbitale de 24 h sans que l'orbite ne soit circulaire. Ainsi, le satellite géosynchrone se déplace légèrement par rapport à la surface de la Terre mais les hauteurs du périogée et de l'apogée lui permettent de revenir au dessus du même point après une orbite complète.

Une orbite \_\_\_\_\_ est une orbite géosynchrone circulaire équatoriale. Le périogée et l'apogée étant égaux, la vitesse de déplacement du satellite est constante sur l'orbite et le satellite reste constamment au dessus du même point de la surface terrestre.

Une orbite \_\_\_\_\_ est une orbite dont l'inclinaison est proche de  $90^\circ$ . Sur une orbite polaire, le satellite passe régulièrement au dessus des pôles nord et sud. Ces orbites sont intéressantes d'une part pour observer les pôles difficilement visibles depuis une orbite géostationnaire, et d'autre part pour balayer la surface de la terre au fur et à mesure de sa rotation.

Une orbite \_\_\_\_\_ est une orbite sur laquelle le satellite passe toujours à la même heure solaire au dessus d'un point de la terre. Ces orbites sont intéressantes pour les observations et les prises de vues car l'éclairement du point considéré est toujours le même à chaque passage.

Enfin, on peut classer les orbites en fonction de leur hauteur :

- basse si la hauteur est comprise entre 160 km et 2000 km ;
- moyenne si la hauteur est comprise entre 2000 km et 35 786 km (correspondant à la hauteur géosynchrone) ;
- haute si la hauteur est supérieure à 35 786 km.

Ces valeurs sont bien sûr données pour la terre car selon la masse du corps principal la hauteur synchrone pourra varier significativement, et on place généralement la limite entre les orbites basses et moyennes à la limite de l'atmosphère (même si ce point est difficile à déterminer).