

Activité documentaire : mise en orbite d'un satellite artificiel par la fusée Ariane V

Document 1 : le lanceur européen Ariane 5

Ariane 5 est un lanceur de l'Agence spatiale européenne (ESA), développé pour placer des satellites sur orbite géostationnaire et des charges lourdes en orbite basse. Il fait partie de la famille des lanceurs Ariane et a été développé à compter de 1995 pour remplacer Ariane 4 dont les capacités limitées ne permettaient plus de lancer de manière concurrentielle les satellites de télécommunications de masses importantes.

Le lanceur Ariane 5 est une fusée à trois étages dont la hauteur totale est voisine de 50 m et qui pèse, avec sa charge utile (satellite), 750 tonnes au décollage.

Elle est propulsée par deux dispositifs :

- *Les propulseurs d'appoint (EAP) : 480 tonnes de poudre au total (ergol solide) répartis dans les deux étages d'accélération à poudre mis en place dans le bâtiment d'intégration lanceur. Les EAP consomment chacun 2 tonnes de poudre par seconde pendant environ 2 minutes.*
- *L'étage principal cryogénique (EPC) constitué du moteur Vulcain et de ses réservoirs : 160 tonnes d'ergols liquides (dihydrogène et dioxygène), refroidis respectivement à -253 °C et -183 °C. Cet étage est mis à feu dès le décollage et fonctionne en tout durant neuf minutes*

L'intensité de la force de poussée totale $\vec{F}$ de ces dispositifs de propulsion est considérée comme constante pendant leur fonctionnement.

Elle a pour valeur $F = 11470$ kN.



Ce lanceur peut mettre en orbite circulaire basse deux satellites pour une charge totale allant jusqu'à 20 tonnes.

D'après www.esa.fr

Document 2 : poussée d'un moteur-fusée

La force de poussée d'un moteur-fusée s'écrit :

$$\vec{F} = \frac{\Delta m}{\Delta t} \vec{V}_e$$

$\vec{V}_e$ est la vitesse d'éjection des gaz issus de la combustion des ergols et $\frac{\Delta m}{\Delta t}$ est la variation de masse de la fusée par unité de temps et caractérise la consommation des moteurs.

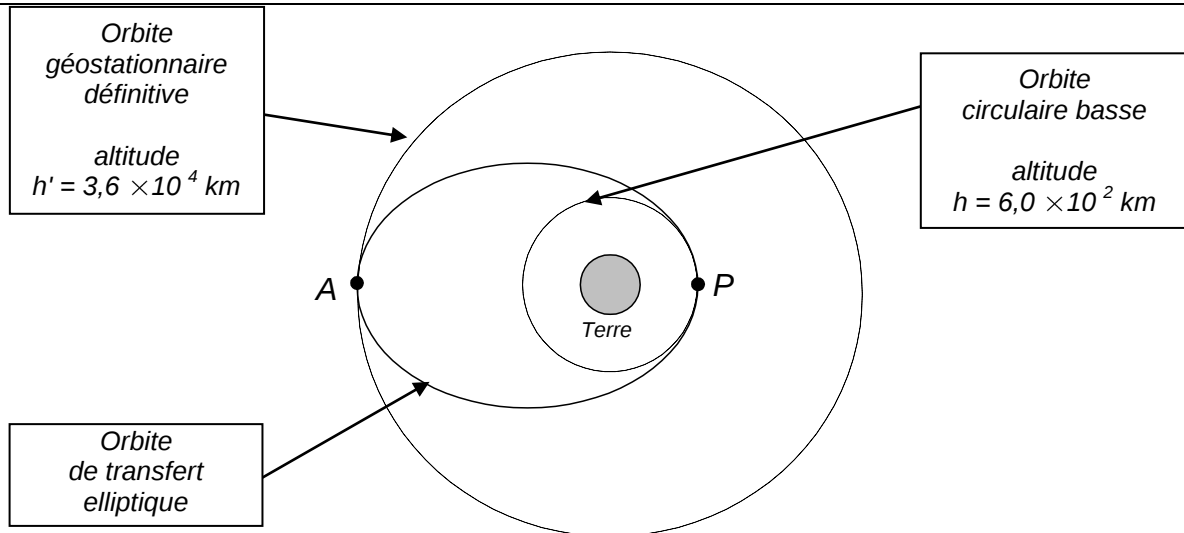
Document 3 : satellite géostationnaire TerreStar-1

Ariane 5 est souvent utilisé pour lancer des satellites de télécommunications lourds : le record est détenu par le satellite TerreStar-1 (6,9 tonnes) lancé le 1er juillet 2009.

En plus de la caractéristique de l'orbite géosynchrone qui fait qu'un corps se trouvant sur cette orbite possède une période de révolution très exactement égale à la période de rotation de la Terre sur elle-même (23 heures 56 minutes et 4,1 secondes), l'orbite géostationnaire s'inscrit dans le plan équatorial de la Terre. Cette propriété supplémentaire fait que tout corps en orbite géostationnaire paraît immobile par rapport à tout point de la Terre.

Document 4 : orbite de transfert géostationnaire

Une fois le satellite placé sur son orbite circulaire basse par le lanceur, on le fait passer sur une orbite géostationnaire à l'altitude $h' = 3,6 \times 10^4$ km. Ce transit s'opère sur une orbite de transfert qui est elliptique. Le schéma de principe est représenté sur la figure suivante.



Le périhélie P est sur l'orbite circulaire basse et l'apogée A est sur l'orbite définitive géostationnaire.

À un moment convenu, lorsque le satellite est au point P de son orbite circulaire basse, on augmente sa vitesse de façon bien précise : il décrit ainsi une orbite elliptique de transfert afin que l'apogée A de l'ellipse soit sur l'orbite géostationnaire définitive.

1. L'ascension de la fusée Ariane

Le champ de pesanteur $\vec{g}$ est supposé uniforme : son intensité est $g_0 = 9,8 \text{ m.s}^{-2}$.

On choisit un axe Oz vertical dirigé vers le haut.

On étudie le mouvement de la fusée dans le référentiel terrestre qu'on suppose galiléen.

1.1. Représenter clairement, sur un schéma, en les nommant, les deux forces qui agissent sur la fusée Ariane lorsqu'elle s'élève verticalement. On néglige les frottements et la poussée d'Archimède dans l'air.

1.2. A un instant quelconque, la masse de la fusée est notée m . Montrer que l'accélération de la fusée s'écrit :

$$a = \frac{F}{m} - g$$

1.3. On considère d'abord la situation au décollage et on suppose que la masse de la fusée reste constante pendant cette phase du mouvement. La masse de la fusée vaut alors m_1 .

1.3.1. Calculer la valeur numérique de l'accélération a_1 à cet instant.

1.3.2. Etablir l'équation horaire $z(t)$ du mouvement de la fusée en fonction de a_1 ,

1.3.3. En déduire la distance parcourue par la fusée à l'instant $t_1 = 3,0$ s.

1.3.4. Quelle est la vitesse atteinte par la fusée à l'instant t_1 ?

1.4. On envisage maintenant la situation qui est celle immédiatement avant que tout le carburant ne soit consommé. La masse de la fusée vaut alors m_2 .

1.4.1. Calculer la valeur numérique de m_2 .

1.4.2. En déduire l'accélération a_2 à cet instant.

1.5. Le mouvement d'ascension de la fusée est-il uniformément accéléré ?

1.6. Quel est le signe de la variation de masse $\frac{\Delta m}{\Delta t}$? En déduire le sens de $\vec{V}_e$.

1.7. A l'aide d'une loi connue qu'on énoncera, expliquer pourquoi l'éjection des gaz propulse la fusée vers le haut.

1.8. Calculer la valeur de $\vec{V}_e$ supposée constante pendant le mouvement de la fusée.

2. Étude du satellite artificiel TerreStar-1 en orbite géostationnaire.

On s'intéresse au mouvement du satellite artificiel TerreStar-1, noté S, en orbite géostationnaire, de masse m_s , en orbite circulaire (rayon r) autour de la Terre de masse M_T , de rayon R_T et de centre O. On suppose que la Terre est une sphère et qu'elle présente une répartition de masse à symétrie sphérique et que le satellite peut être assimilé à un point.

2.1. Sur les figures 1 à 3, on a représenté plusieurs trajectoires hypothétiques d'un satellite géostationnaire.
Montrer qu'une seule de ces figures correspond à un satellite géostationnaire.

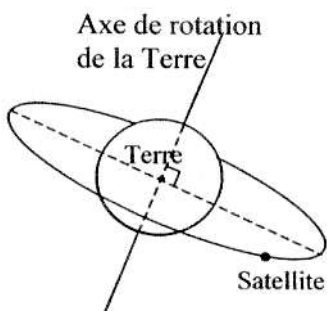


Figure 1

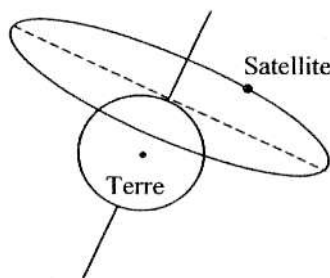


Figure 2

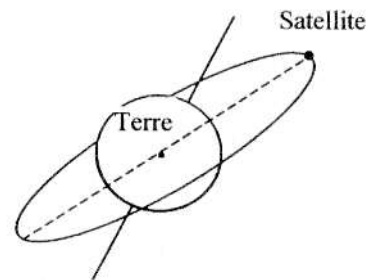


Figure 3

2.2. Préciser les caractéristiques générales du vecteur accélération $\vec{a}$ d'un point animé d'un mouvement circulaire uniforme de rayon r et de vitesse v .

2.3. Appliquer la deuxième loi de NEWTON au satellite en orbite circulaire et exprimer l'accélération du satellite en fonction de G , R_T et h .

2.4. En déduire l'expression de la vitesse v_s du satellite en fonction de G , R_T et h .

2.5. Calculer v_s .

3. Transfert de l'orbite basse vers l'orbite géostationnaire.

3.1. Comparer les vitesses du Satellite sur son orbite elliptique de transfert en A et en P en précisant le raisonnement.

3.2. A l'aide de la 3^e loi de Kepler, déterminer la période de révolution du satellite sur son orbite circulaire basse.