Fiche-élève :

Rejoindre la station spatiale internationale en fusée

Markus Nielbock
traduction française : Paola Kiehl

22 janvier 2019

Figure 1 – Le lanceur Soyouz en route vers le pas de tir (Image : NASA).

Résumé

Glissez vous dans la peau d'un ingénieur en astronautique et familiarisez-vous avec les concepts fondamentaux des vols spatiaux. Au cours de cette fiche d'activité, vous calculerez la quantité de carburant consommée par une fusée, vous comprendrez pourquoi les lanceurs sont aussi grands, vous apprendrez à calculerez la vitesse finale d'une fusée en orbite.

Matériel

- Fiches de travail
- Stylo
- Calculatrice
- Logiciel tableur (ex : Excel)

Durée

90 minutes

Fiche d'activité : fonctionnement d'une fusée

Poussée et carburant

La poussée (F) est la force qui permet de propulser une fusée pendant la phase de combustion. Pour en savoir plus, rendez-vous à la page 7.

Assistez au décollage d'un lanceur Soyouz :

https://www.youtube.com/watch?v=xsTEOXn-nlU

1. Lancer de poids

Un athlète olympique propulse un poids de 7,257 kg à une vitesse 14 m/s. Calculez la force de poussée.

2. Moteur-fusée

Le lanceur russe Soyouz-FG qui a transporté Thomas Pesquet jusqu'à la station spatiale internationale comporte trois étages qui possèdent chacun leurs propres moteurs. Le premier étage du lanceur est constitué de quatre moteurs RD-107A (boosters) assemblés autour du corps central de la fusée. Au lancement, ils génèrent une poussée totale de $F = 4146400\,\mathrm{N}$ et la vitesse d'éjection des gaz est de $w = 2580\,\mathrm{m/s}$. Calculez le débit de carburant μ.

3. Réservoirs du lanceur et carburant

Le deuxième étage du lanceur Soyouz-FG comporte un moteur RD-108A qui consomme un mélange de kérosène et d'oxygène liquide (LOX, liquid oxygen) et qui génère une poussée de $F = 792650\,\mathrm{N}$ dans un rapport volumique de 1 :2,43. Sur une durée de combustion de 280 s, la vitesse d'éjection des gaz est de $w = 2525\,\mathrm{m/s}$ en moyenne. Calculez μ.

Calculez à présent la quantité de kérosène et d'oxygène (en kg) consommée lors de la combustion. Quelle est la masse totale du carburant ?

Il s'agit à présent de calculer la taille des réservoirs de kérosène et d'oxygène liquide. Souvenez-vous de la formule qui permet de calculer la densité d'une substance, ici d'un liquide. On peut supposer que les densités des deux substances sont respectivement de $\varrho_{\mathrm{Ker}} = 830\,\mathrm{kg/m^3}$ et de $\varrho_{\mathrm{LOX}} = 1144\,\mathrm{kg/m^3}$. Calculez les volumes de kérosène et d'oxygène liquide.

Calculez la hauteur que doivent atteindre les différents réservoirs du lanceur. Puisque ces derniers sont de forme cylindrique, il vous faut savoir calculer le volume d'un cylindre. Par souci de proportionnalité, le diamètre des réservoirs ne peut dépasser les 2,2 m. Quelle devrait-être la hauteur des réservoirs ?

Calculez le rapport entre la hauteur des réservoirs et la hauteur du lanceur (27,1 m).

Vitesse finale d'une fusée à un étage

Prenons le cas d'une fusée à un étage, qui n'est affectée par aucune force. Ainsi, on suppose que :

1. le lanceur n'est pas affecté par des forces extérieures telles que la gravité ou la friction atmosphérique,
2. le lanceur consomme l'ensemble du carburant en une seule combustion.

Le lanceur possède les caractéristiques suivantes :

Caractéristiques	Symboles	Valeur
Masse totale de la fusée	m_0	320 t
Masse de la structure à vide	m_C	20 t
Impulsion spécifique	w	2800 m/s
Durée de combustion	τ	600 s

À partir de ces données, calculez la masse du carburant m_{carb}, le débit de carburant μ et la poussée F.

1. Méthode d'Euler

L'équation suivante permet de calculer le changement de vitesse d'une fusée : la vitesse du lanceur augmente en fonction de la quantité de carburant brûlé et de la vitesse d'éjection des gaz.

$$\Delta v_F = \frac{\Delta m}{m_0 - \Delta m} \cdot w$$

On observe ici le principe de poussée ; ce même principe permet à un ballon de baudruche dont on laisse l'air s'échapper de se propulser à travers une pièce, à la manière d'une fusée. L'air ou le gaz qui s'échappe produit une impulsion. À l'échelle d'une fusée, cette l'impulsion propulse la fusée dans la direction opposée, lui permettant ainsi de décoller. En physique, la loi de conservation de la quantité de mouvement est une loi fondamentale.

On pourrait également argumenter que seule la force de poussée est responsable de l'accélération de la fusée et de l'augmentation constante de sa vitesse.

Question : Pourquoi n'est-il pas possible de calculer précisément la vitesse finale d'une fusée grâce à l'Eq. 16 ?

Avant d'utiliser cette équation, on fractionne la durée de combustion en petites étapes individuelles. On peut ainsi donner une estimation très précise de la vitesse finale du lanceur. Examinons ce principe. Dans un premier temps, il vous faut créer trois tableaux de ce type :

Étapes	Masse de la fusée m_0 (kg)	Masse après combustion m_C (kg)	Augmentation de la vitesse Δv_F (m/s)	Vitesse finale v_F (m/s)
0	320000	–	0	0

L'étape 0 permet d'entrer les paramètres de lancement ; la fusée est alors immobile. Par conséquent, rien ne doit figurer dans la colonne *masse après combustion*.

Numérotez les étapes dans la colonne de gauche.

Dans chaque tableau, calculez la masse de carburant éjecté Δm. Pour ce faire, il suffit de diviser la masse totale de carburant par le nombre d'étapes du tableau. Le tableau 1 ne comporte qu'une seule étape ; ainsi, on écrit :

$$\Delta m = \frac{m_{\text{carb}}}{\text{Nombre d'étapes}} = \frac{m_0 - m_C}{1} = 300\,\text{t} = 300000\,\text{kg} \tag{1}$$

Calculez les valeurs de l'étape 1. Dans le tableau, la masse de la fusée correspond toujours à la masse après combustion. Là encore, l'étape 0 permet d'entrer les paramètres de lancement ; la masse de la fusée reste constante. Calculez la masse après combustion m_C. N'oubliez pas qu'à chaque étape, Δm de combustible est consommée.

Question : Pourquoi la masse restante de la fusée n'est-elle pas nulle ?

À l'aide de l'Eq. 16, calculez le changement de vitesse Δv_F de la fusée. On obtient la vitesse finale d'une étape en additionnant Δv_F à v_F de l'étape précédente. Dans le premier tableau, $\Delta v_F = v_F$ puisque v_F était jusqu'alors nulle.

Répétez ces opérations dans les deux autres tableaux en prenant garde aux valeurs de Δm. Calculez chaque étape séparément.

Question : En petits groupes, observez les différentes vitesses finales de la fusée et discutez de ce qui pourrait causer de telles variations.

Question : Comment le nombre d'étapes influence-t-il la vitesse finale de la fusée ?

2. Méthode d'Euler sur Excel

Recréez le tableau du 1. sur Excel en déterminant cette fois-ci un nombre d'étapes beaucoup plus important (30, 60, 150) . En petits groupes, discutez du nombre d'étapes que vous avez choisi.

Question : Comparez vos résultats avec ceux de vos camarades de classe. Que remarquez-vous ?

Cherchez la vitesse à laquelle l'ISS orbite autour de la Terre, puis comparez cette valeur à la vitesse de la fusée.

Contexte

La station spatiale internationale (ISS)

Figure 2 – L'ISS en 2011 (Image : NASA).

La station spatiale internationale (ISS, Fig. 2) est en constante évolution : depuis sa construction en 1998, différents modules (Fig. 3) viennent régulièrement la compléter. La station restera en service jusqu'en 2024 au minimum, mais son exploitation se prolongera sûrement jusqu'en 2028. La structure de l'ISS pèse 420 tonnes, mesure 109 mètres de long, 73 mètres de large et 45 mètres de haut. Située à 400 kilomètres d'altitude, la station spatiale internationale parcourt l'orbite terrestre en 92 minutes.

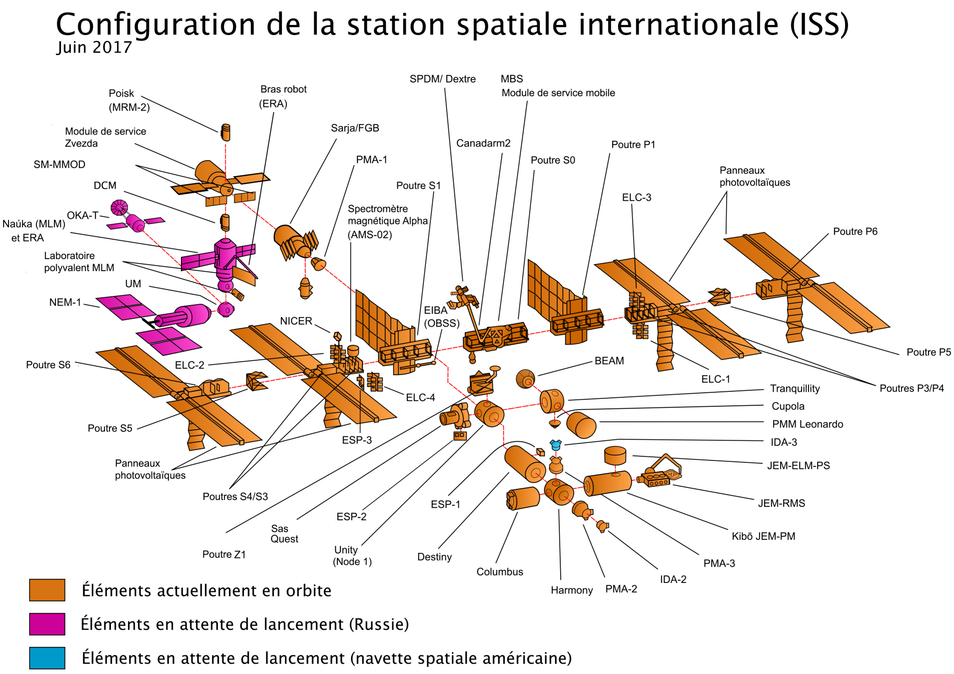


Figure 3 – Les modules de la station spatiale en juin 2017 (Image : NASA ; traduction française : P. Kiehl).

L'ISS est un programme international qui rassemble actuellement 15 pays. La station sert de laboratoire de recherche et permet ainsi de mener des expériences que certains facteurs comme la gravité terrestre pourraient entraver. L'ISS permet également d'aborder la question de la médecine spatiale afin de préparer au mieux les futures missions au sein du système solaire.

Le lanceur Soyouz-FG (Ракета «Союз-ФГ»)

L'ère des navettes spatiales américaines s'achève avec le dernier décollage d'Atlantis en juillet 2011. Depuis, les lanceurs russes Soyouz sont les seuls véhicules de lancement permettant aux équipages de rejoindre la station spatiale internationale. De nouveaux vols d'essai de vaisseaux habités américains ne sont pas prévus avant le printemps 2019. Le modèle Soyouz-FG (Fig. 4) assure systématiquement la relève des équipages de l'ISS depuis 2001 et la grande majorité de ses lancements ont jusqu'à présent été couronnés de succès. Le lanceur Soyouz est un dérivé du missile balistique R-7 Semiorka, développé depuis 1957. Ce dernier a servi de base pour la quasi-totalité des fusées développées par l'ex-URSS et l'actuelle Russie dans le cadre de son programme d'exploration spatiale.

Si le lanceur Soyouz-FG peut comporter jusqu'à quatre étages en fonction des besoins, seuls trois sont nécessaires pour transporter le vaisseau Soyouz. (Fig. 4). Le véhicule spatial possède son propre système de propulsion qui lui permet conduire les astronautes à près de 400 km en orbite au-dessus de la Terre afin de rejoindre l'ISS.

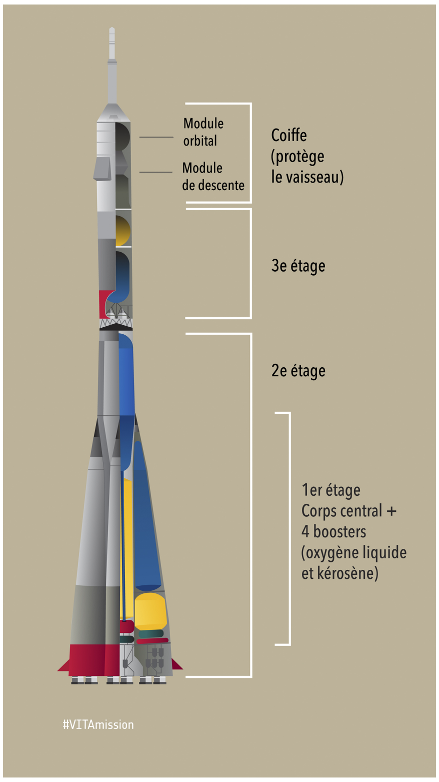


Figure 4 – À gauche, le décollage d'un lanceur Soyouz-FG en direction de l'ISS, le 18 novembre 2016, avec à son bord l'astronaute Thomas Pesquet (NASA/Bill Ingalls, https://www.flickr.com/photos/nasahqphoto/31064399715 (CC BY-NC-ND 2.0). À droite : schéma d'un lanceur Soyouz-FG,https://www.flickr.com/photos/europeanspaceagency/35788717360/in/album-72157684209960351 (ESA, traduction française : P. Kiehl).

Dans cette configuration, le lanceur mesure 49,5 mètres de haut et sa masse de lancement est d'environ 310 tonnes. Il peut transporter jusqu'à 7,4 tonnes de charge utile en orbite terrestre basse.

Étages et réacteurs du lanceur Soyouz-FG

Le lanceur Soyouz-FG qui a conduit Alexander Gerst jusqu'à l'ISS est composé de trois étages, chacun doté de ses propres moteurs. Tous sont alimentés par une forme de kérosène raffiné appelée RP-1 (Rocket Propellant 1), et par de l'oxygène liquide (LOX, liquid oxygen).

Le premier étage du lanceur est constitué de quatre moteurs RD-107A (boosters) assemblés autour du deuxième étage, ou corps central, de la fusée. Les quatre propulseurs et le moteur RD-108A du corps central s'allument simultanément sur le pas de tir. L'allumage du moteur principal du troisième étage (RD-0110) intervient directement après la séparation du deuxième étage et permet au vaisseau Soyouz d'atteindre les 200 km d'altitude. Le vaisseau rejoindra ensuite, seul, l'orbite de la station spatiale internationale.

Force de poussée d'un moteur-fusée

On connaît déjà le principe de chute libre. On considère un objet de masse m soumis à la force d'attraction gravitationnelle terrestre. En lâchant l'objet, cette force le fait tomber, de plus en plus rapidement, vers la surface de la terre. La modification de la vitesse au cours du temps se nomme accélération. Ce principe est aussi connu sous le nom d'*équation fondamentale de la mécanique* ou *deuxième loi de Newton*. Ainsi :

$$F_g = m \cdot a \tag{2}$$

$$\text{mit : } a = \frac{\Delta v}{\Delta t} \tag{3}$$

Cette équation relie donc la force F_g agissant sur m à l'accélération a qu'elle subit. À la surface de la Terre, la force peut être simplifiée par $m \cdot g$, soit g l'accélération de la pesanteur. On suppose qu'à l'équateur ($g = 9,8\,\mathrm{m/s^2}$).

$$F_g = m \cdot g = m \cdot a \tag{4}$$

Avec l'Eq. 3, on obtient :

$$m \cdot g = m \cdot \frac{\Delta v}{\Delta t} \tag{5}$$

En chute libre, la vitesse de la masse m augmente en fonction du temps Δt de la vitesse Δv, soit de 9,8 m/s. On voit ici qu'en l'absence d'autres forces extérieures (comme la résistance de l'air), la masse m diminue. Ainsi, l'augmentation de la vitesse de l'objet ne dépend pas de la masse, mais seulement de l'accélération de la pesanteur terrestre g.

Un lanceur a pour objectif d'acheminer une charge utile en orbite en luttant contre la gravité terrestre. Cela nécessite ce que l'on appelle une force de propulsion et que l'on écrit F_S (voire F). Cette force de propulsion, ou force de poussée, est générée par l'éjection rapide de gaz issus de la combustion d'un carburant. Ces gaz sont éjectés des réacteurs à une vitesse w. On utilise ici la lettre w pour distinguer la vitesse des gaz de la vitesse du lanceur. On soustrait la masse du combustible Δm à la masse totale de la fusée.

Le débit massique des gaz éjectés $\mu = \Delta m / \Delta t$ indique la vitesse à laquelle le carburant est consommé et, de fait, l'évolution de la masse du lanceur. Au total, obtient :

$$F = \frac{\Delta m}{\Delta t} \cdot w = \mu \cdot w \tag{6}$$

L'unité de poussée correspond à celle d'une force, ainsi : $\mathrm{kg} \cdot \mathrm{m/s}^2 = \mathrm{N}$. Pour qu'une fusée décolle, il est nécessaire que $F > F_g$, sachant que la masse de la fusée m_F diminue constamment en fonction de Δt et Δm. La capacité d'une fusée à quitter le sol dépend donc de la masse de lancement de la fusée, du débit massique des gaz éjectés μ et de la vitesse d'éjection des gaz w. Ces deux derniers paramètres caractérisent les différents moteurs utilisés pour les voyages spatiaux.

Impulsion et impulsion spécifique

En mathématiques, l'impulsion p d'un objet est définie comme le produit de sa masse et de sa vitesse.

$$p = m \cdot v \tag{7}$$

En physique, l'impulsion p décrit la quantité de mouvement d'un objet. Un changement d'impulsion Δp ne peut se faire qu'à l'aide d'une force. Réciproquement, l'exercice d'une force par un objet en mouvement s'accompagne d'une modification de l'impulsion. Ainsi :

$$\Delta p = F \cdot \Delta t \Leftrightarrow F = \frac{\Delta p}{\Delta t} \tag{8}$$

Dans le domaine de l'astronautique et des moteurs-fusées, on parle d'*impulsion spécifique* I_sp. Elle permet de mesurer la force exercée par un moteur en fonction de la quantité de carburant consommée par unité de temps. Ainsi, elle est égale au produit de la poussée moyenne F sur la durée de combustion τ divisée par la masse du combustible brûlé, soit la vitesse moyenne d'éjection des gaz.

$$I_\mathrm{sp} = \frac{\bar{F} \cdot \tau}{m_\mathrm{carb}} \tag{9}$$

$$= \frac{\bar{p}}{m_\mathrm{carb}} \tag{10}$$

L'I_sp s'exprime donc en m/s. En relisant la définition de l'Eq. 6, on comprend bien que la poussée et que l'impulsion spécifique dépendent des conditions de pression externe, puisque les moteurs luttent justement contre cette pression. Par conséquent, F, I_sp et w augmentent en fonction de l'altitude et de la pression atmosphérique.

L'impulsion spécifique se réfère rarement à la masse du gaz, mais plutôt au poids de ce dernier sous l'influence de la gravité g. Ainsi, l'I_sp s'exprime en unités de temps. On ne tiendra compte que de la définition de l'Eq. 9.

$$I^\star_\mathrm{sp} = \frac{\bar{F} \cdot \tau}{m_\mathrm{carb} \cdot g} \tag{11}$$

Équation de Tsiolkovsky

L'équation de Tsiolkovsky – équation de base publiée en 1903 par le pionnier de l'astronautique Konstantin Tsiolkovsky – concerne le mouvement d'un lanceur à un étage qui n'est soumis à aucune force extérieure. On peut la rapprocher de deux principes équivalents : celui de l'équation fondamentale de la mécanique, ou équation de Newton, et celui de la loi de conservation de la quantité de mouvement.

L'équation fondamentale de la mécanique permet d'établir une équation de mouvement pour un lanceur de poussée F à partir de l'Eq. 6.

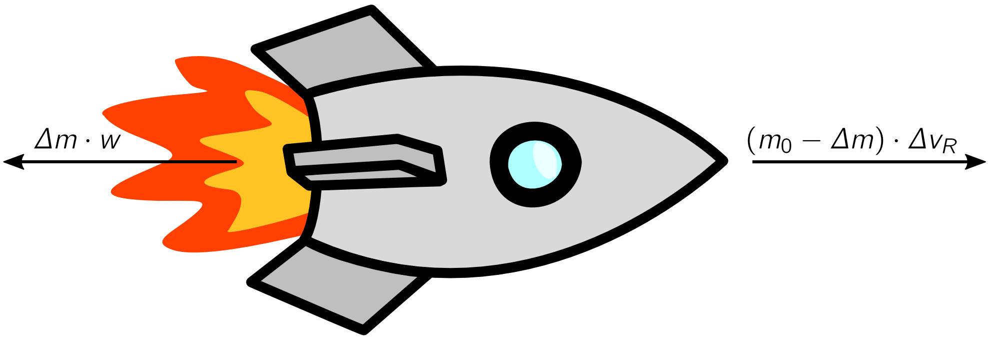
$$F = m \cdot a \Leftrightarrow F = m_{\mathrm{R}} \cdot a_{\mathrm{R}} \tag{12}$$

Dans ce cas, m_{F} dépend du temps t, car lors de l'allumage des moteurs, le carburant brûle à un débit de $\mu = \Delta m / \Delta t$. Si l'on suppose que F est constant (ce qui, en réalité, n'est jamais le cas), l'accélération augmente avec le temps. Ainsi :

$$\mu \cdot w = (m_0 - \mu \cdot t) \cdot a_R(t) \tag{13}$$

Soit m_0 la masse du lanceur avant combustion. Ainsi, lorsque Δt se modifie légèrement :

$$\begin{aligned} \frac{\Delta m}{\Delta t} \cdot w &= (m_0 - \Delta m) \cdot \frac{\Delta v_R}{\Delta t} && (14) \\ \Leftrightarrow \Delta m \cdot w &= (m_0 - \Delta m) \cdot \Delta v_R && (15) \\ \Leftrightarrow \Delta v_R &= \frac{\Delta m}{m_0 - \Delta m} \cdot w && (16) \end{aligned}$$



Dans l'Eq. 15, on observe la conservation des impulsions. Si $\Delta m = \mu \cdot \Delta t$ est suffisamment faible, il est possible de calculer le changement de vitesse du lanceur pour des valeurs connues de μ et w à l'aide de l'Eq. 16. Ainsi, grâce à la méthode d'Euler, on peut calculer une approximation de la vitesse finale d'une fusée. Cependant, puisque Δm reste très importante durant toute la durée de combustion, il faut fractionner le processus de combustion en plusieurs étapes individuelles. Si le nombre d'étapes est suffisamment important, on pourra alors déterminer la vitesse finale de la fusée avec précision. Se reporter au chapitre "Vitesse finale d'une fusée à un étage".

Ces ressources pédagogiques ont été élaborées dans le cadre du projet *Raum für Bildung* de la Haus der Astronomie à Heidelberg. D'autres documents en français et en allemand sont disponibles sur :

http://www.haus-der-astronomie.de/raum-fuer-bildung et http://www.dlr.de/next

Ce projet a été élaboré en coopération avec le *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt* (Centre allemand pour l'aéronautique et l'astronautique) avec le soutien de la Fondation Joachim Herz.