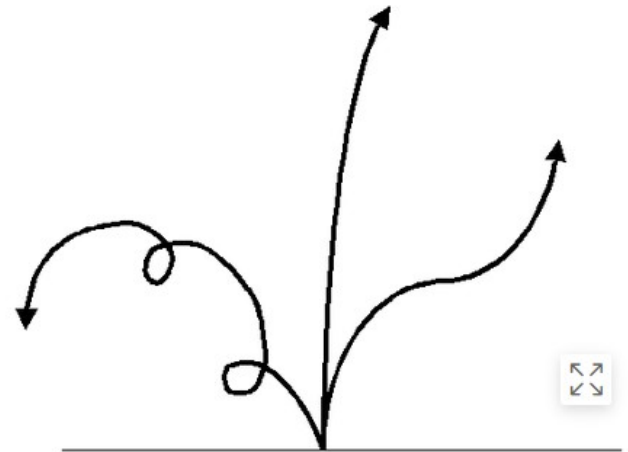


## Stabilité d'une fusée

Si l'on fabrique et tire une fusée miniature en disposant des ailettes "au hasard", sans se soucier de la stabilité de la fusée, on aboutira inmanquablement à l'un des trois types de vol suivants : **instable**, **stable** ou **surstable**.

Le vol **instable**, malheureusement le plus fréquent si aucune démarche de calcul ou de vérification n'a été entreprise, peut être comparé à la trajectoire d'un ballon gonflable mais percé ou non bouché : il vole dans tous les sens ; la trajectoire est totalement imprévisible : dangereux pour la fusée et pour son environnement (dont nous faisons partie !). Il est donc à éviter absolument.

Le vol **surstable** est meilleur, sans être toutefois optimal. La fusée a trop de surface d'ailettes et ce sont ces dernières qui guident principalement le vol. Le vol est globalement rectiligne, mais l'altitude atteinte est réduite par les frottements dus à ces ailettes excessives. De nouveau, c'est à éviter.



A GAUCHE, VOL INSTABLE  
AU CENTRE, VOL STABLE  
A DROITE, VOL SURSTABLE

Enfin, le vol **stable** est un vol rectiligne, régulier et qui permet à la fusée d'exploiter tout son potentiel pour atteindre l'altitude maximale.

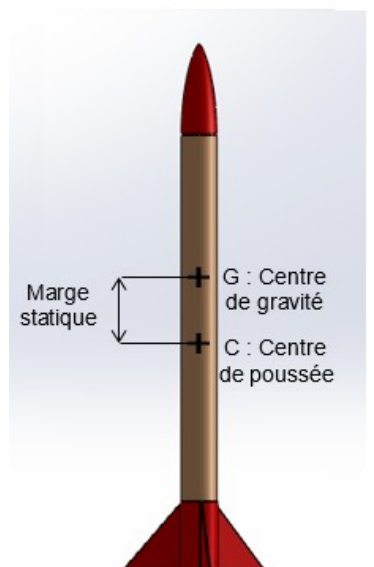
### La marge statique

La marge statique est le point clé de la stabilité en vol des fusées. Elle est définie comme la distance séparant le **centre de gravité G** du **centre de poussée C**.

#### Une fusée sera stable si :

Son centre de gravité est **au dessus** de son centre latéral de poussée, Sa marge statique est comprise entre **1 et 3 fois son diamètre moyen** (2 fois idéalement).

Ces deux conditions doivent être vérifiées.



Afin d'assurer une stabilité de la fusée en vol, il est donc nécessaire de connaître la position précise de deux éléments fondamentaux :

- Le **centre de gravité G** (ou centre de masse) de la fusée ;
- Le **centre de poussée C** représentant le point d'application des forces aérodynamiques (traînée).

## Evaluation des positions de G et de C

### 1) Position de G

La position du **centre de gravité G** peut être obtenue dans un premier temps à partir du modèle numérique de la fusée (CAO).

Une fois la fusée construite et assemblée, on pourra expérimentalement obtenir une position plus précise.

### 2) Position de C

La position du centre de poussée C peut être déterminée avec la méthode du barycentre, soit :

$$F_O \cdot \overrightarrow{CC_O} + F_A \cdot \overrightarrow{CC_A} = \vec{0}$$

Avec :

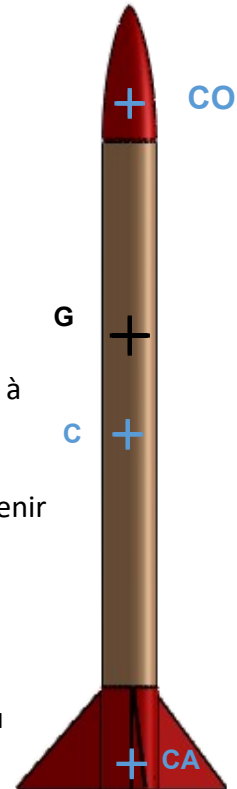
- $F_O$  et  $F_A$  les traînées aérodynamiques dues respectivement à l'ogive et aux ailettes, exprimées en Newtons ;
- C le centre de poussée de la fusée
- $C_O$  et  $C_A$  les points d'application de  $F_O$  et  $F_A$  (centres de poussée de l'ogive et des ailettes).

Il nous faudra donc déterminer les positions de  $C_O$  et  $C_A$ , ainsi que les valeurs de  $F_O$  et  $F_A$  pour connaître la position de C. Ces éléments peuvent être connus grâce à un logiciel de simulation de mécanique des fluides comme *Flow Simulation*.

## TRAVAIL DEMANDE :

Trouver un protocole permettant de trouver  $F_O$  et  $F_A$  à l'aide de *Flow Simulation*. Expliquez votre démarche sur un fichier texte avec des copies d'écran des modèles utilisés pour les simulations.

Déterminer la **marge statique** de votre fusée et vérifiez qu'elle est dans la zone recommandée pour assurer sa stabilité. Effectuez les modifications si nécessaire.

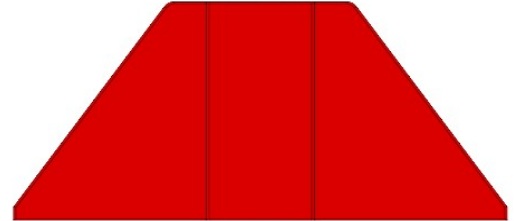


### Détermination de la position du centre de poussée **C** à partir des valeurs de **F<sub>O</sub>** et **F<sub>A</sub>**.

La relation  $F_O \cdot \overrightarrow{CC_O} + F_A \cdot \overrightarrow{CC_A} = \vec{0}$  (donnée en page précédente) donne suivant l'axe de la fusée :

$$CC_A = \frac{F_O}{F_O + F_A} \times C_A C_O$$

**Position de **C<sub>A</sub>**** : environ au tiers de la hauteur des ailettes à partir de la base de la fusée



**Position de **C<sub>O</sub>**** : environ à la moitié de la hauteur de l'ogive



Exemple de calcul avec **F<sub>O</sub>**=6 N et **F<sub>A</sub>**=12N :

$$CC_A = \frac{F_O}{F_O + F_A} \times C_A C_O$$

$$CC_A = \frac{6}{6+12} \times 550$$

$$CC_A = 183,3 \text{ mm}$$

