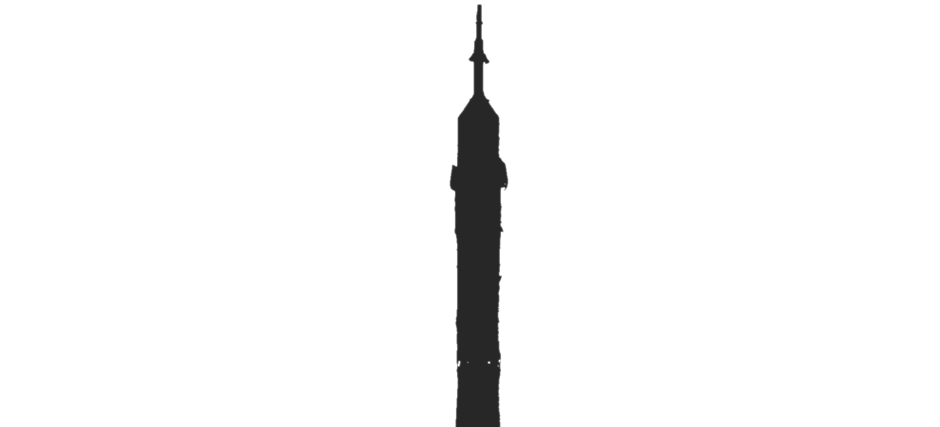
Introduction au vol spatial

Cours II
Conception du lanceur

Je n'ai pas refait l'aigle stupide
De Regiomontanus, ni le pigeon timide
D'Archytas ! ...

CYRANO, in *III, xiii* ‡



v1.2

Introduction

Les lanceurs spatiaux sont faits essentiellement de réservoirs de carburant, et leur charge utile ne représente souvent que 5% de leur masse au décollage. Leur dimensionnement est ainsi très différent de celui des véhicules traditionnels.

Le *Cours II : Conception du lanceur* a pour objectif de répondre à deux questions :

- Quels sont les principes essentiels de fonctionnement d'un moteur fusée ?
- Comment quantifier la quantité de carburant nécessaire au transport d'une masse donnée ?

‡ Regiomontanus, astronome allemand (1436-1476), aurait construit un aigle mécanique. Archytas, savant grec (430-348 av. JC), aurait inventé la poulie. Et construit un pigeon volant.

I. Moteur du lanceur

a) Principe

Un moteur de fusée fonctionne comme tout moteur aérien, c'est à dire qu'il fournit de la poussée en propulsant une quantité de masse vers l'arrière. La différence majeure avec d'autres types de propulsion vient du fait qu'une fusée embarque avec elle toute la masse que son moteur éjectera vers l'arrière[1]. Cette quantité de masse peut venir d'eau, d'air, de résidus de combustion ou de tout autre matière ; son éjection peut être obtenue par combustion, différence de pression, ou n'importe quel autre mécanisme.

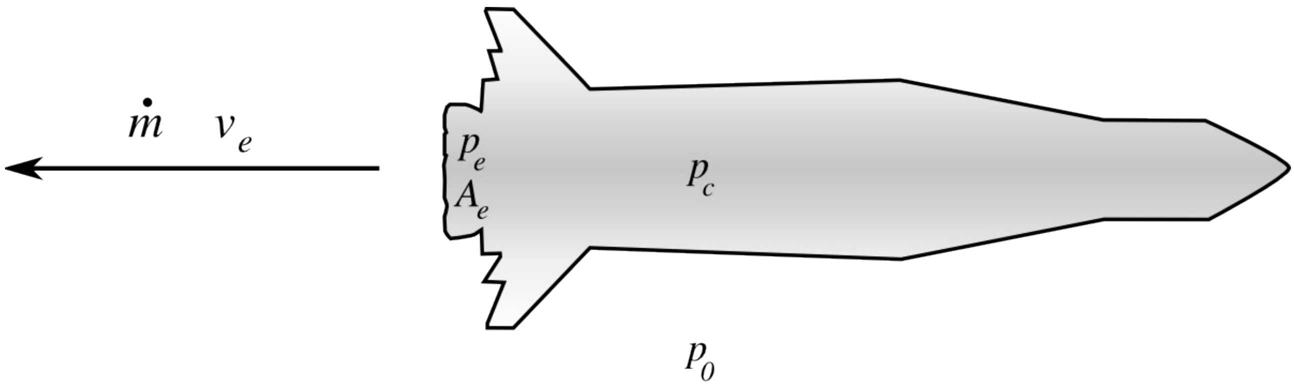


Fig. 1.1
Une fusée éjecte un débit de masse $\dot{m}$ *, avec une vitesse* v_e *;*
La pression à la sortie de la tuyère est de p_e *.*

La poussée F obtenue est :

$$F = \dot{m}\, v_e + A_e\,(p_e - p_0) \tag{II-1.1}$$

où $\dot{m}$ est le débit de masse ;
v_e la vitesse d'éjection ;
A_e la surface de la tuyère ;
et $(p_e - p_0)$ la différence de pression entre le réservoir et le milieu ambiant.

1 En basse altitude, il est également possible d'inclure de l'air ambiant avec les gaz éjectés, pour augmenter la poussée (principe proche de celui du statoréacteur). La complexité du système l'a souvent rendu impraticable.

b) Impulsion spécifique

L'examen de l'équation (II-1.1) indique que pour un débit de masse $\dot{m}$ donné, on peut obtenir une poussée plus ou moins grande, en fonction de la vitesse d'éjection et de la différence de pression obtenues.

Pour quantifier cette performance, c'est à dire la poussée qu'un moteur fournit pour un débit de masse donné, on utilise le concept de l'*Impulsion spécifique*, notée I_{sp} :

$$I_{sp} \equiv \frac{F}{\dot{m}} \tag{II-1.2}$$

où F est la poussée (en N) ;
$\dot{m}$ le débit de masse éjectée par le moteur (en kg/s) ;
et où I_{sp} est mesurée en m/s, et peut être assimilée à la vitesse d'éjection des gaz.

Un moteur donné atteint une impulsion spécifique maximale lorsqu'il fonctionne dans le vide (à pression $p_0 = 0$). Dans la majorité des cas, la poussée est obtenue par expansion de gaz chauffés au cours d'une combustion, et on peut montrer que l' I_{sp} maximale théorique est alors :

$$(I_{sp})_{max} = \left(\frac{2\gamma R T_c}{\gamma - 1}\right)^{1/2} \tag{II-1.3}$$

où γ et R sont deux propriétés (fixes) du gaz éjecté,
et T_c est la température de combustion.

Il apparaît ainsi que la température de combustion est un facteur critique dans la conception d'un moteur fusée. Plus elle est élevée, plus la force obtenue pour un débit de masse donné sera élevée.

Notons que I_{sp} est une grandeur en m/s, mais qu'elle est souvent mesurée en secondes pour des raisons historiques. Pour retrouver une valeur en m/s, il suffit de multiplier par $g_{0\,T}$. Le tableau 1.1 présente quelques valeurs usuelles d'impulsions spécifiques.

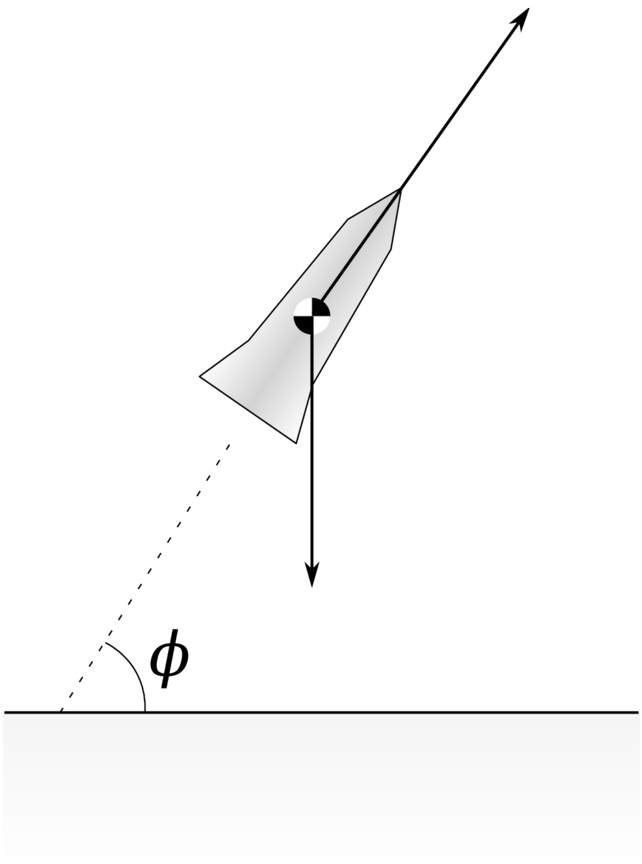
Combustibles	T_c (°K)	I_{sp} (m/s)	
H_2 / F_2	3960	4600	
Kérosène / O_2	3670	3460	*1er étage de Saturn V*
H_2 / O_2	2985	4420	*2^{d} étage de Saturn V ; 1er et 2^{d} étage d'Ariane 5*
UDMH / N_2O_4	3415	3270	*Apollo LM*
"solide"	-	2450	*Étage 0 d'Ariane 5*
Propulsion ionique	-	20 400	*Deep Space I*

Tableau 1.1 :
Quelques valeurs de I_{sp} *obtenues dans le vide sur moteurs usuels,*
pour des mélanges carburant usuels.

II. Dimensionnement du lanceur

a) Estimation de consommation

Considérons une fusée accélérant sous l'effet de la gravité et de sa poussée, selon un angle ϕ avec l'horizontale (correspondant à un angle $\theta = 90\,° - \phi$ avec la verticale).



Nous pouvons considérer que la consommation de masse $\dot{m}$ et l'impulsion spécifique I_{sp} sont constantes, et nous négligeons l'effet des frottements atmosphériques. Un bilan des forces dans l'axe de la trajectoire nous permet d'obtenir la relation :

$$m\ a_{axe} = F - m\ g_r\ \cos\theta \qquad \text{(II-2.1)}$$

ou encore :

$$a_{axe} = \frac{F}{m} - g_r\ \cos\theta \qquad \text{(II-2.2)}$$

où F est la poussée,
et g_r l'accélération due à la gravité à la distance r du centre de l'astre.

Comme la masse m diminue linéairement avec le temps, il apparaît immédiatement que l'accélération a croît de façon exponentielle. Elle atteindra son maximum lorsque m atteindra son minimum (c'est à dire la masse à vide de notre fusée, lorsque le carburant sera épuisé).

L'équation (II-2.2) a peu d'intérêt en elle-même, mais elle va nous permettre d'estimer précisément la consommation de notre fusée. Avec l'approximation $a = a_{axe}$, on peut la réorganiser pour obtenir :

$$\frac{F}{m} = a + g_{rP} \qquad \text{(II-2.3)}$$

où l'on décrit nos « dépenses », F/m ;
et ce qu'il en résulte, l'accélération a,
plus la projection de la gravité le long de la trajectoire, $g_{rP} = g_r \cos\theta$.

Si nous intégrons cette équation (II-2.3) depuis le temps $t = 0$ jusqu'à t_f, en considérant que g_{rP} reste constant le long de la montée, nous obtenons :

$$I_{sp} \ln \frac{m_0}{m_f} = \Delta V + g_{rP}\, t_f \qquad \text{(II-2.4)}$$

où m_0 est la masse au temps $t = 0$ de départ,
m_f la masse au temps t_f,
et ΔV la vitesse acquise (ou perdue) pendant le temps t_f.

Cette équation (II-2.4) est d'une utilité sans pareille pour le dimensionnement des véhicules spatiaux. Elle nous permet, en particulier, de calculer la quantité de masse $(m_0 - m_f)$ qu'il est nécessaire de consommer pour effectuer une manœuvre nécessitant un changement de vitesse ΔV.

Le caractère exponentiel de l'équation (II-2.4) n'aura pas échappé à l'étudiant/e qui l'aura appliquée à un simple exemple. On constate ainsi qu'une faible augmentation de la charge utile peut provoquer une très forte augmentation de la masse de combustible à emporter, parfois même au point de compromettre la faisabilité du lancement.

b) Étages multiples

Une des façons d'augmenter la charge utile d'un lanceur est de procéder au lancement par étages. Dès qu'une partie du lanceur est vidée de son combustible, elle est abandonnée[2]. L'étage suivant prend alors le relais, sans devoir propulser la masse structurelle devenue inutile.

L'utilisation d'étages multiples permet une économie telle que le procédé est devenu incontournable pour les lancers orbitaux. Cependant, l'économie engendrée diminue avec chaque nouvel étage, puisque chacun doit posséder ses propres moteurs. La complexité des systèmes de contrôle et la fiabilité de l'ensemble sont aussi très affectées par le nombre d'étages.

Le tableau 2.1 présente les données du lanceur *Saturn V* utilisé lors des missions lunaires Apollo.

Étage	*Masse initiale (kg)*	*Masse à vide (kg)*	I_{sp} *(m/s)*	*Poussée (MN)*
1	2 286 220	135 220	2600	38.7
2	490 780	39 040	4130	5.2
3	119 900	13 300	4130	1
(ch. u.)	~ 46 000	–	–	–
(total)	2 942 900			

Tableau 2.1 :
Caractéristiques des trois étages du lanceur Saturn V

2 L'économie de carburant ainsi générée se chiffrant souvent en centaines de tonnes de combustibles nocifs, l'impact écologique de l'abandon des étages utilisés est souvent perçu comme secondaire.

c) Impulsion spécifique, poussée, et masse à vide

Lors de la conception du lanceur, la sélection des combustibles de dépend pas uniquement de l'impulsion spécifique I_{sp} qu'ils permettent d'atteindre. Le coût, la flexibilité d'usage, les conditions de stockage et la toxicité font partie des contraintes à étudier pour obtenir un lanceur sûr et performant.

Surtout, l'obtention d'une plus grande impulsion spécifique requiert souvent l'emploi d'équipements plus complexes, donc de masse et de volumes plus importants. Ainsi, une augmentation de l' I_{sp} se fait souvent au prix d'un lanceur plus lourd à vide, et de poussée moindre (place réduite pour les moteurs).

Au décollage et pendant les phases de vol à basse altitude, il est souvent préférable de maximiser la poussée totale, plutôt que l'efficacité : cela permet de s'extraire au plus vite des couches basses de l'atmosphère, sources de frottements.
Dans les phases plus avancées du vol, le rapport poussée/poids est moins critique[3], et l'on a alors souvent recours à des moteurs et combustibles à plus grande impulsion spécifique.

3 L'étudiant/e perspicace pourra expliquer ceci à l'aide du terme g_{rP} dans l'équation (II-2.2), dont la valeur atteint zéro à la fin de la montée du lanceur.