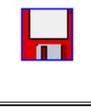


GENERALITES LANCEUR

Mise à jour octobre 2004, revu sept 2011	
	<u>I HISTORIQUE</u> Lanceurs français Lanceurs étrangers Filière Ariane Ariane 5
	<u>II GENERALITES</u> Dénominations Missions associées Ergols - Propergols - Poudres
	<u>III PROPULSION PAR REACTION</u> Expression de la poussée Impulsion spécifique Exemples de moteurs Impulsion spécifique équivalente Notions attachées à un moteur Figure
	<u>IV PROBLEMES LIES A LA POUSSEE</u> Stabilité d'un lanceur Fusées de séparation Fusées d'accélération

Ce premier cours est destiné à présenter au lecteur les grandes lignes de l'architecture d'un lanceur et les principales notions qui lui sont attachées. Ceci permettra de mieux comprendre les calculs futurs.

I HISTORIQUE DES LANCEURS :

Si certes les chinois, au début du deuxième millénaire, ont inventé la fusée à poudre, nous n'allons pas donner une liste exhaustive de tous les types de fusées et de leur divers usages. Seuls seront mentionnés les lanceurs qui ont marqué l'esprit depuis 1950 et qui restent dans les mémoires.

Deux grands hommes ont marqué de leur empreinte, le développement des fusées et des lanceurs, l'allemand Von Braun récupéré par les USA et le russe Korolev, père des véhicules spatiaux soviétiques.

1°) LANCEURS ETRANGERS :

Les techniques spatiales ont été, depuis 1950, l'apanage des deux grandes puissances USA et URSS, avec une concurrence acharnée, pour des raisons que tout le monde connaît. Curieusement durant 20 ans ce sont les russes qui ont été souvent les premiers. En matière de lanceurs notamment, les russes avaient choisi un type de lanceur qu'ils ont sans cesse fait évoluer, sans jamais prendre de risques innovateurs, possédant ainsi des lanceurs très fiables par rapport à ceux des US, beaucoup plus innovants. La littérature soviétique est plutôt avare d'informations, ainsi nous rappelons trois célèbres lanceurs américains :

A) TITAN III C :

Avec cette fusée, les américains mettent au point le concept de "Boosters". En effet, le premier étage à ergols liquides de 213 tonnes de poussée, est flanqué de 2 propulseurs d'appoint à poudre, développant chacun 545 tonnes de poussée.

B) SATURNE :

C'est certainement le plus gros lanceur construit par l'homme. Composé de trois étages, sa masse avoisinait les 2720 tonnes sans la masse utile de 45 tonnes, destinée à une mission lunaire bien connue de tous.

Saturne V pouvait envoyer 120 tonnes en orbite basse circumterrestre.

ETAGE I : 2135 tonnes, une poussée 33450 kN ou encore 3400 tonnes, durée de combustion 150 s pour 2000 tonnes d'ergols et 5 moteurs.

ETAGE II : 469 tonnes, une poussée de 4454 kN ou encore 454 tonnes, durée de combustion 37 s, pour 430 tonnes d'ergols et 5 moteurs

ETAGE III : 116 tonnes, une poussée de 890 kN ou 91 tonnes, durée de combustion 360 s, un seul moteur

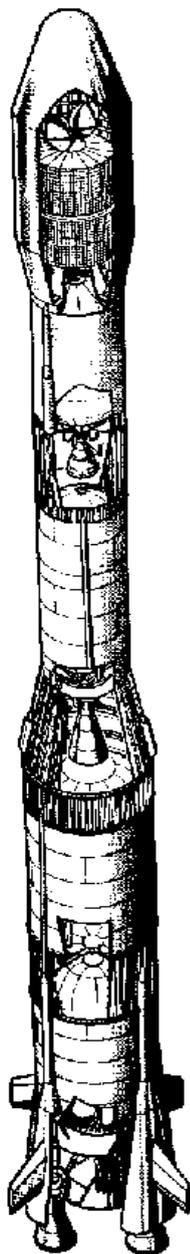
B) SHUTTLE : Premier concept de lanceur réutilisable.



Dans les années 70, la **National Aeronautics and Space Administration (NASA)** met au point la navette pour servir de vaisseau spatial et de fusée réutilisable. Le 12 avril 1981, après 10 ans de travaux, la première navette Columbia est lancée. Voir site <http://www.chez.com/dios/Espace/Shuttle.htm>

Actuellement quatre navettes sont utilisées Columbia, Discovery, depuis 1984, Atlantis, arrivée en 1985, et Endeavour, qui remplace en 91 Challenger, détruite en 1986.

2°) LANCEURS FRANCAIS ET EUROPEENS:



L'industrie spatiale française a réellement pris son essor avec le premier lanceur de 24 tonnes d'une lignée appelée **DIAMANT**, la version DIAMANT B satellisait 115 kg en orbite circulaire à 500 km. La base de tir était située à Hammaguir dans le Sahara, utilisée dans les années 70. Le premier tir, avec le satellite A1, fut réalisé le 26 novembre 1965

Avec les lanceurs **EUROPA I, II, III** de 200 tonnes environ, I et II construits en coopération européenne ce fut un échec, la France innovait ensuite avec un deuxième étage entièrement cryogénique de 20 tonnes d'ergols (hydrogène et oxygène liquides). Cette nouvelle technologie, peut être mal maîtrisée à l'époque a conduit à l'abandon du projet. Les connaissances acquises en propulsion cryotechnique, ne sont pas perdues pour autant.

Le besoin d'indépendance nationale a amené la France à se lancer seule dans l'aventure spatiale, avec l'essai de réalisation du lanceur lourd **L3S**, précurseur du lanceur Ariane 1.

Avec les études du L3S (version restée papier qui a débouché sur Ariane), le moteur cryogénique est mis au point et l'orbite GTO pourra être atteinte avec une charge de l'ordre de 1600 kg. Ses 3 étages se nommaient:

N°1--> L150 avec 140 tonnes d'ergols, (UDMH+N2O4) et une poussée sol de 241 tonnes, c'est le premier étage de la fusée Europa.

N°2 --> L30 emportant 30 tonnes des mêmes ergols que l'étage 1 et une poussée dans le vide de 70 tonnes

N°3 --> H6 avec 6 tonnes d'ergols cryogéniques (LH2+LO2) et 6 tonnes de poussée dans le vide

Enfin arrive la filière **ARIANE**, dérivée immédiate du L3S qui n'a jamais volé.

La France entraîne l'Europe dans l'aventure spatiale, sous la direction conjointe du **CNES**, maître d'œuvre du lanceur, et de l'**ESA (Agence Spatiale Européenne)**, fin 1973.

La société commerciale Arianespace est créée en Mars 1980.

FILIERE ARIANE :

Ariane 1 lanceur possède 3 étages (L140, L33, H8), avec 210 tonnes au décollage et une masse utile de 1800 kg en GTO.

Ariane 2 est une version améliorée de son prédécesseur, avec un étage 3 plus important nommé H10, 220 tonnes au décollage et 2175 kg en GTO.

Ariane 3 marque un pas décisif avec l'adjonction de deux propulseurs d'appoint à poudre (PAP), portant la masse à 240 tonnes et une performance de 2700 kg en GTO.

Ariane 4 franchit encore un pas, avec l'allongement de l'étage 1 porté à 226 tonnes d'ergols, et l'adjonction possible de 4 propulseurs d'appoint, soit à poudre (PAP) soit à liquides (PAL) ou mixte (2 PAL+2 PAP.) Le lanceur se décline alors en version **40** de base, **42 P, 42 L, 44P, 44 LP, 44 L** la plus puissante. Ce lanceur qualifié de versatile peut envoyer en GTO une charge entre 2100 kg et 4220 kg avec une masse maximale de 480 tonnes.

Le lecteur intéressé par les détails, pourra se connecter sur le site : <http://www.arianespace.com/francais>

3°) **ARIANE 5** :

La prochaine décennie est celle qui verra les succès du lanceur Ariane 5, en phase de mise au point, au moment où s'écrivent ces lignes. Les développements qui suivent lui sont consacrés.

a) Naissance et grandes lignes du projet :

La décision européenne a été prise en 1987 à La Haye, de construire un lanceur lourd nouveau, performant et apte au vol habité, versatile. La performance est de 6500 kg en lancement simple GTO, avec périgée à 580 km et 10000 kg en orbite héliosynchrone 800 km.

Ce lanceur est prévu pour participer à la mise en place de la station orbitale internationale basse, puisque sa performance est de l'ordre de 18.5 tonnes.

L'emport d'un véhicule spatial est prévu, y compris habité.

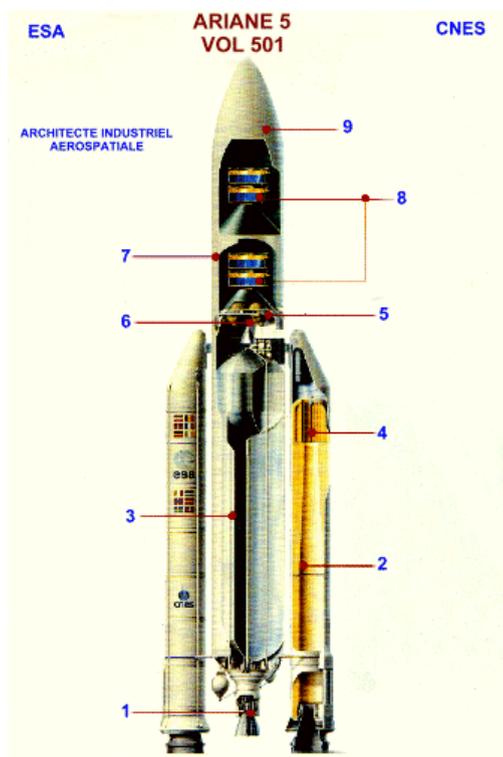
Faisant concurrence aux lanceurs US, en transfert lunaire, Ariane enverra environ 4500 kg.

La polyvalence du lanceur est assurée par une partie base commune à tous les lanceurs et une partie haute adaptable à la mission.

b) Architecture du lanceur :

Le dessin est une copie d'un document aérospatiale. Nous donnons les éléments et le maître d'œuvre du composant cité.

La hauteur totale du lanceur varie de 45 à 55,4 m. La masse au décollage va de 745 à 750 tonnes. La poussée au décollage est 11360 kN.



1 - Moteur Vulcain (SEP) :

C'est le moteur de l'étage EPC (Etage à Propulsion Cryotechnique)

2 - Etage d'Accélération à Poudre (Aérospatiale) :

Ce sont les 2 EAP, propulseurs à propergols solides de masse 270 tonnes chacun, de poussée unitaire 640 tonnes, contenant 237 tonnes de poudre brûlant 130 s.

3 - Etage à Propulsion Cryotechnique (Aérospatiale) :

C'est l'EPC de masse totale de 170 tonnes , avec 25 t de LO² et 130 t de LH², fonctionnant 570 s et une poussée de 100 tonnes.

4 - Moteur à propergol solide (Europropulsion) :

5 - Case à équipements (MMS) :Cerveau électronique du lanceur, avec ses centrales inertielle, le système de pilotage et de guidage, les calculateurs

6 - Etage A propergols Stockables (DASA) : Nommé EPS, avec un moteur AESTUS de masse 1150 kg, doté d'une poussée de 27.5 kN, contenant 9.7 tonnes d'ergols fonctionnant 1100 s. Son fonctionnement est extra atmosphérique. Il est réallumable et contribue à l'adaptabilité du lanceur.

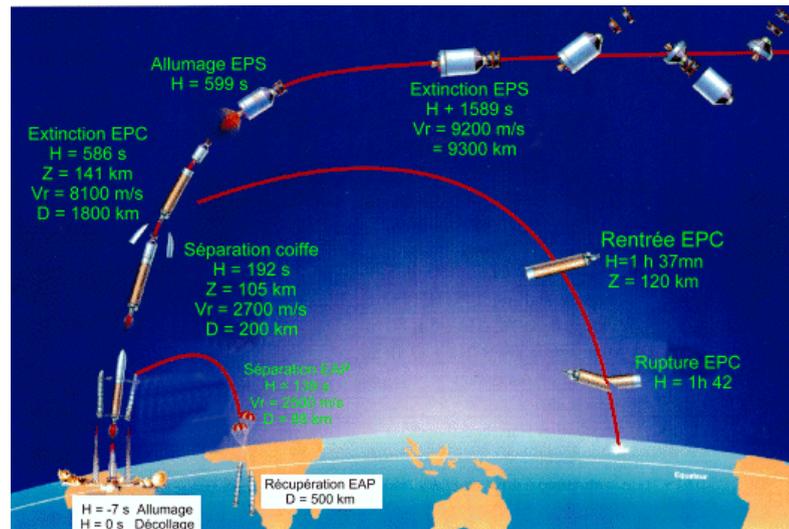
7 - SPELTRA (Dornier) : Structure Porteuse Externe pour un Lancement multiple Ariane. Elle permet des lancements doubles de deux satellites.

8 - Satellites Clusters du vol 501 :

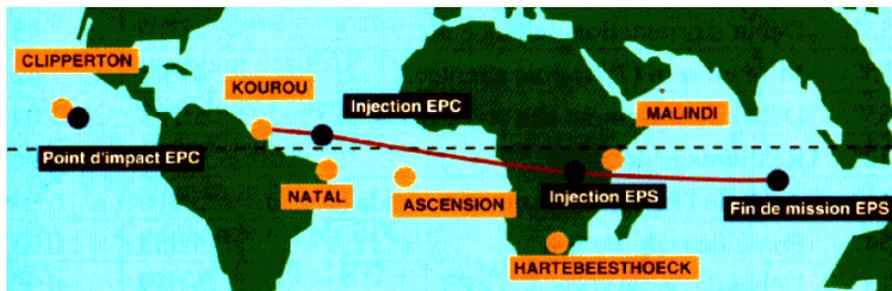
9 - Coiffe (OERLIKON-CONTRAVES) : Constituée de deux demi coquilles, elle protège les satellites des agressions externes. D'un volume de 200 m3 elle a une masse de 1750 kg. Cette coiffe est larguée dès que la

pression dynamique chute au dessous d'un certain seuil, le largage est assuré par un dispositif pyrotechnique.

c) Schéma général de la mission :



Nb : La récupération EAP à titre expérimental



La trace lanceur stations de poursuite (Kourou, Natal, Ascension, Hartebeesthoek, Malindi) sont visibles sur le dessin ci-dessus.

<http://212.180.3.157/arianespace/english/archives/v148-wm-high.htm> si vous voulez visionner des séquences de lancement Ariane 4 ou Ariane 5

II GENERALITES :

1°) DENOMINATIONS :

Le terme générique employé pour les véhicules spatiaux destiné au lancement de charges importantes, est **LANCEUR**, notamment pour les tirs d'applications civiles. Jusqu'en 1999, les tirs ont toujours été effectués à partir de bases terrestres, avec un lanceur érigé à la verticale. Mais en 99, les soviétiques ont réalisé le premier tir depuis une plate-forme en plein océan, située sur l'équateur, ce qui est excellent pour les tirs GTO.

On parlera de **MISSILE** pour des engins militaires, la plate-forme de tir pouvant être fixe et terrestre ou mobile (sous-marin ...)

Le terme **FUSEE** est souvent réservé à l'expérimentation, aux petits engins, et pour des applications civiles, notamment en météorologie avec les fusées-sondes.

2°) MISSIONS ASSOCIEES :

● **Mise en orbite d'un satellite** : c'est la mission la plus courante, consistant à "injecter" une charge utile de quelques dizaines de kg à plusieurs dizaines de tonnes, en orbite autour d'une planète (satellite) ou du soleil (sonde spatiale). Les vitesses à l'injection sont comprises entre 8 et 16,5 km/s.

● **Correction d'orbite** : Lorsque la manœuvre nécessite un incrément de vitesse important de l'ordre du km/s, un moteur spécial est dédié à cette tâche. Par exemple :

Un moteur d'apogée pour circulariser une orbite GTO et passer en géostationnaire

Un moteur de périgée pour une insertion près d'une planète, comme Mars où l'homme ira un jour prochain.

Un moteur pour "décoller" d'une orbite circumterrestre pour une injection vers la lune ou une évasion interplanétaire.

Dans ces cas le moteur est utilisé une seule fois, deux au maximum.

● **Maintenance d'orbite** : Le moteur est alors intégré au SCAO (Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite), son rôle consistant périodiquement à rétablir, par un incrément de vitesse modéré de l'ordre du m/s à 50 m/s, les paramètres orbitaux nominaux qui dérivent sous l'effet des perturbations (par exemple la perturbation luni-solaire).

De tels moteurs sont aussi utilisés dans des manœuvres de rendez-vous, demandant un grand nombre de très petites impulsions très précises durant le rapprochement de deux vaisseaux, avant arrimage.

● **Freinage de déorbitation** : Lorsqu'une capsule, en orbite autour d'une planète, souhaite "atterrir", une impulsion de freinage est nécessaire. On parle de déorbitation et l'incrément de vitesse est de l'ordre de la centaine de m/s, donc non négligeable. Une telle manœuvre était pratiquée couramment par les astronautes revenant de la station Mir dans les années 1990-2000. Elle sera obligatoire pour un posé sur Mars, d'une charge importante.

Quand les américains sont revenus de la lune, un ultime freinage a été nécessaire avant l'entrée dans l'atmosphère terrestre, pour "caler" l'angle de rentrée à $6^\circ.5$. C'était le CSM (Command Service Module) qui assurait cette mission.

● **"Atterrissage" en douceur sur un astre.** : Il suffit de se souvenir de l'arrivée des premiers hommes sur le sol lunaire. La descente était freinée jusqu'au posé final, par un moteur fonctionnant en rétrofusée.

● **Départ d'un astre** : Ceci n'a été expérimenté en vol humain que sur la lune dont il fallait bien repartir pour revenir sur terre. Un moteur d'une partie du LM (Lunar Module) était nécessaire

● **Contrôle d'attitude** : Tout véhicule spatial, séjournant longtemps dans l'espace, doit pour ses applications propres, être stabilisé autour de son centre d'inertie. On appelle ceci le Contrôle d'Attitude. Des moteurs (actuateurs) à très faible poussée, disposés en nombre pair et avec des poussées opposées (pour ne pas créer de résultante perturbant l'orbite), génèrent des couples de commandes, autour des 3 axes de roulis, lacet et tangage, pour maintenir une attitude programmée. Cette technique est extrêmement délicate et demanderait à elle seule, des développements qui sortent du cadre de ce cours.

● **Fusée d'accélération** : Tout étage à ergols liquides, sauf l'étage 1, est équipé de fusées en nombre pair, créant sur le lanceur, une résultante de poussée parallèle à son axe. Ce sont les fusées d'accélération, destinées à "plaquer" les ergols en fond de réservoir, pendant les phases interétages, en quasi apesanteur, afin d'éviter que les liquides ne "flottent" dans les réservoirs au risque d'empêcher l'amorçage des turbopompes.

● **Fusée de séparation** : Tout étage est muni de fusées, en nombre pair, destinées à éjecter vers l'arrière un étage éteint, opération appelée largage de l'étage.

● **Réparation dans l'espace** : Tel est le concept de la navette US qui réalise à la fois des satellisations et des récupérations de satellites à réparer.

3°) **ERGOLS-PROPERGOLS-POUDRES** :

Ces trois noms sont donnés aux composés chimiques dont la combustion dans la chambre de combustion permet l'éjection très rapide de gaz et la création d'une poussée.

Ergols liquides : Les composants sont stockés dans des réservoirs séparés puis amenés par des turbopompes dans la chambre de combustion, mélangés et brûlés. Ces ergols sont dangereux à manipuler et ne peuvent rester longtemps dans les réservoirs, obligeant à des vidanges, lorsqu'un vol est retardé. Ils sont essentiellement utilisés pour les applications civiles.

La possibilité de stopper l'arrivée de carburant, amène donc au concept de **moteur réallumable**.

Exemples :

Kérosène - oxygène liquides, ergols du premier étage de SATURNE V

Hydrogène - Oxygène liquides (LH₂+LO₂), qualifiés d'**ergols cryogéniques**, à très basse température, ce qui nécessite une isolation de l'étage sur le pas de tir et un dégazage périodique des réservoirs pour éviter les surpressions. Ce couple d'ergols est extrêmement performant.

Les moteurs cryogéniques équipent toutes les versions du lanceur Ariane avec l'étage 3 des versions 1 à 4 et l'EPC du lanceur Ariane 5.

Les USA avaient commencé à utiliser ces ergols sur la très puissante fusée Atlas-Centaur vecteur des sondes Voyager et Pioneer, et continuent sur les navettes actuelles. Par exemple la navette US (Shuttle) emporte dans son réservoir central, 100 t d'hydrogène et 600 t d'oxygène, pour alimenter ses moteurs cryotechniques.

Diméthylhydrazine + Peroxyde d'azote, couple utilisé pendant des décennies par de nombreux lanceurs français (Diamant, Europa, L3S, Ariane 1 à 4)

Ergols solides :

Utilisés par les militaires pour les missiles, le combustible solide (pains de poudre plastique empilés) est stocké et brûlé dans le moteur même. Ces ergols sont stockables et facilement transportables, et donc pratiques pour des tirs non programmés.

La combustion , une fois initiée, ne peut pas être arrêtée. C'est un **fonctionnement en bombe**. C'est le concept de **moteur non réallumable**.

Ces moteurs sont couramment utilisés comme moteur d'apogée, servant à une circularisation d'orbite GTO.

Le premier lanceur Diamant possédait un étage à poudre.

Un inconvénient longtemps rencontré d'un moteur à poudre réside dans sa technologie de tuyère fixe, interdisant une stabilisation du lanceur par braquage de la tuyère. Une [stabilisation gyroscopique](#) résout le problème.

La navette US possède 2 "boosters" à propergols solides de 500 t de poudre chacun.

NOTE : Les propergols solides actuels sont constitués de caoutchoucs synthétiques mélangés au cours de la fabrication à un comburant tel le perchlorate d'ammonium. Les caoutchoucs sont de bons carburants avec l'avantage d'une certaine flexibilité, qui leur évite de se fissurer. Le mélange caoutchouc synthétique et perchlorate d'ammonium est encore amélioré par l'adjonction de poudre métallique d'aluminium par exemple.

Ergols hybrides : Dans une fusée hybride, le carburant est souvent un matériau plastique solide, et le comburant oxygène ou quelquefois acide nitrique, liquide. Le système mixte associe les avantages des solides de manipulation plus aisée, et ceux des liquides avec la possibilité de moduler ou stopper la combustion,. L'utilisation des systèmes hybrides est ainsi bien adaptée à des systèmes de freinage ou de correction de vitesse.

Ergols hypergoliques : c'est le qualificatif d'un couple d'ergols dont la combustion est initiée uniquement par la mise en contact des ces ergols, dans la chambre de combustion. C'est le cas LH²+LO².

III LE MOTEUR FUSEE ET LA PROPULSION PAR REACTION :

1°) PRINCIPE DE LA REACTION

La mécanique newtonienne nous apprend que , dans le vide, le seul moyen* de générer une force autre que la gravitation, est l'éjection de masse. Classiquement par le jeu d'un échange de quantité de mouvement entre la masse éjectée et le lanceur motorisé, il se crée un effet de réaction sur le lanceur, qu'on appelle **POUSSEE REACTIVE**. Tous les cours de mécanique illustrent ce phénomène. Si le processus ne met pas en jeu des gaz, alors :

$$F = qV_e$$

* La lumière du soleil est présente, par exemple dans le vide, autour de la terre et peut générer une force par la pression photonique, mais à des niveaux extrêmement faibles.

Dans le cas d'un moteur fusée, l'éjection est réalisée par un processus chimique mettant en jeu des gaz sous pression. De plus si un tel moteur est utilisé sur un premier étage traversant l'atmosphère, il existe une pression de l'air autour du lanceur, dite pression ambiante. Le lecteur consultera un cours de propulsion, pour admettre ou calculer que la poussée d'un moteur fusée chimique, se calcule par la relation : : [Voir explications détaillées](#)

$$F = qV_e + S_e [p_e - p_a(Z)]$$

q (kg/s) Débit massique, en général constant, car correspondant à un régime des turbopompes pour les ergols liquides. Pour les poudres c'est moins évident, mais en moyenne le débit est constant.

Ve (m/s) Vitesse d'éjection des gaz au niveau de la sortie des tuyères. Cette vitesse est vue du lanceur et correspond à celle mesurée au banc d'essai

Se (m ²)	Section de sortie des tuyères.
Pe (Pa)	Pression des gaz au niveau de la sortie de section Se.
Pa(Z) (Pa)	Pression ambiante en atmosphère calme, à l'altitude où se trouve le lanceur. C'est par exemple donné par une atmosphère standard.

REMARQUES: La poussée d'un moteur fusée est donc fonction de l'altitude; et croît avec celle-ci. Les caractéristiques technologiques d'un moteur font souvent apparaître deux poussées, celle au sol et celle dans le vide. L'écart entre les deux est de l'ordre de 10 %.

2°) **IMPULSION SPECIFIQUE :**

Pour un moteur deux notions sont importantes: le débit massique et la poussée qui en résulte. La nature même des ergols conditionne le processus chimique de combustion et naturellement la vitesse d'éjection, qui peut énormément varier.

Une caractéristique capitale d'un moteur est la poussée produite par kg d'ergols brûlés éjectés. Ce rapport s'appelle **IMPULSION SPECIFIQUE (I_{sp})** ou **POUSSEE SPECIFIQUE (P_{sp})**. Nous confondrons les deux notions

$$I_{sp} = \frac{F}{q} \quad \Leftrightarrow \quad F = q I_{sp}$$

I_{sp} se mesure en m/s ou N-s/kg, comme V_e.

$$I_{sp} = V_e + S_e \frac{p_e - p_a(Z)}{q}$$

NB1: Une étude thermodynamique montrerait que la poussée dans l'atmosphère, est maximale quand p_e = p_a, on dit alors que la tuyère est adaptée.

L'expression de la poussée devient alors simple F = q V_s.

NB2: On trouve encore en vigueur chez les spécialistes et couramment employée, une **unité spéciale, la seconde (s)**, provenant de l'époque où les forces étaient mesurées en kilogrammeforce (1 kgf = 9.81 N).

L'impulsion spécifique était définie comme "LE TEMPS PENDANT LEQUEL LA CONSOMMATION DE 1 kg DE PROPERGOL PRODUIT UNE POUSSEE DE 1 kgf, SOIT 9.81 N".

Cette unité, au demeurant fort respectable, présente l'inconvénient d'introduire l'accélération de la pesanteur, ou du moins le facteur fixe 9.81, dans certaines formules , en particulier F = q*g*I_{sp}, même si la mission est martienne ou lunaire. Cette référence terrestre devrait être abandonnée. Sur le site elle le sera.

NB3 : En effet si ΔT = I_{sp}(s) est ce temps, le débit correspondant à une consommation de 1 kg d'ergols est 1/ΔT, fournissant une poussée de 1 kgf = 9.81 N, donc (1/ I_{sp}(s))* I_{sp}(m/s)=9.81 N, ce qui fournit le résultat de conversion ci-dessous : I_{sp}(m/s) = 9.81* I_{sp}(s)

Vous rencontrerez, sachez alors et n'oubliez pas que : I_{sp} (m/s) = I_{sp} (s) * g = 9.81 * I_{sp} (s)

CAS DES MOTORISATIONS MULTIPLES :

L'observation de la motorisation des lanceurs de la famille Ariane 44, par exemple 44LP, montre que juste après le décollage, fonctionnent plusieurs moteurs en parallèle.

- Le moteur central VIKING, poussée F_{VK} débit q_{VK} et Impulsion spécifique I_{sp}VK.
- 2 PAP symétriques, poussée totale F_{PAP}, débit total q_{PAP} et impulsion spécifique I_{sp}PAP.
- 2 PAL symétriques, poussée totale F_{PAL}, débit total q_{PAL} et impulsion spécifique I_{sp}PAL.

On peut considérer l'ensemble comme un seul moteur de débit équivalent Q_{eq}, de poussée équivalente I_{sp}eq.

La définition classique donne le résultat.

$$I_{sp_{eq}} = \frac{F}{Q} = \frac{F_{VK} + F_{PAP} + F_{PAL}}{q_{VK} + q_{PAP} + q_{PAL}} = \frac{q_{VK} I_{sp_{VK}} + q_{PAP} I_{sp_{PAP}} + q_{PAL} I_{sp_{PAL}}}{q_{VK} + q_{PAP} + q_{PAL}}$$

De façon générale, on retiendra que l'**IMPULSION SPECIFIQUE EQUIVALENTE** est la moyenne pondérée par les débits, des impulsions spécifiques de tous les moteurs.

$$I_{sp_{eq}} = \frac{\sum F_i}{Q} = \frac{\sum q_i I_{sp_i}}{\sum q_i}$$

NB : Il en est de même de ARIANE 5 dans toutes ses versions existantes ou à venir 5G, 5ES, 5ECA et 5ECB.

CAS PARTICULIER D'UN DEBIT D'EAU :

Sans entrer dans le détail du fonctionnement du moteur, suivant la technologie, il arrive qu'une quantité d'eau soit éjectée continûment, pendant tout le fonctionnement de l'étage. C'est le cas de l'étage 1 d'Ariane. Le débit q_{eau} est une évacuation non propulsive donc à I_{sp} nulle.

La formule doit donc être adaptée comme suit :

$$I_{sp_{eq}} = \frac{\sum F_i}{Q} = \frac{\sum q_i I_{sp_i}}{q_{eau} + \sum q_i}$$

Quelques valeurs :

Oxygène liquide + Kérosène : typique $I_{sp} = 3000$ m/s, en pratique de 2250 à 3600 m/s

LH² + LO² : $I_{sp} = 4200$ à 4400 m/s

Peroxyde d'azote + UDMH : typiquement $I_{sp} = 2850 - 2900$ m/s, en pratique de 2000 à 3200 m/s

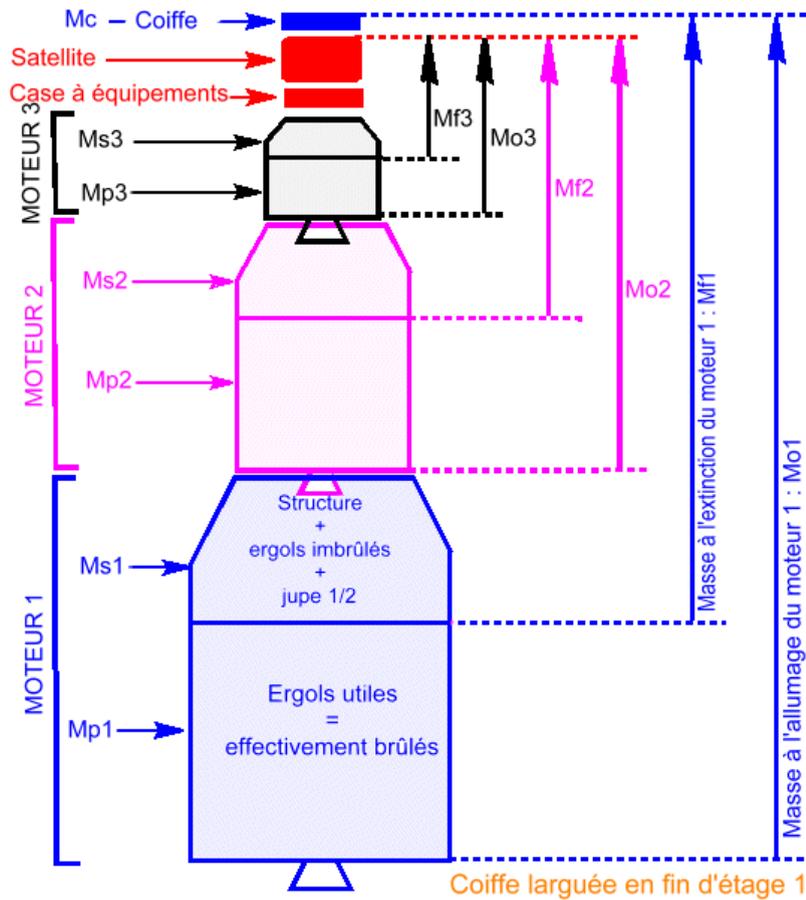
3°) NOTIONS ATTACHEES A UN MOTEUR OU A UN ETAGE:

Tous les cours lanceur, reprendront les notations explicitées ci-dessous, dans le dessin.

On retiendra cependant spécialement que :

- **M_{pi}** est la masse des ergols poudres ou propergols, effectivement utilisée à une fin propulsive. Notamment pour un étage 1, tenu au sol pendant quelques instants avant le décollage, il y a des ergols consommés sur table et non propulsifs.

- **M_{si}** est le reste de la masse constituant le moteur. Elle est appelée masse de structure et comprend notamment, la partie solide du moteur, les gaz de pressurisation, les ergols imbrûlés etc..., tout ce qui n'est pas éjecté à travers la tuyère.



- **INDICE CONSTRUCTIF D'UN MOTEUR** : On associe à un moteur une caractéristique sans dimension

$$\omega_i = \frac{M_{si}}{M_{pi}}$$

qui représente la qualité technologique de la construction du moteur. Plus l'indice est petit, meilleure est la construction et la performance du moteur.

Remarque : certains préfèrent une définition un peu différente avec :

$$\Omega_i = \frac{M_{si}}{M_{si} + M_{pi}} = \frac{\omega_i}{1 + \omega_i}$$

Plus loin nous l'appellerons indice réduit.

Le meilleur indice a peut être été réalisé par l'étage 1 du lanceur Saturne, avec $\omega_1 = 0.07$, $\omega_2 = 0.093$, $\omega_3 = 0.115$.

La "fourchette" habituelle est $0.05 < \omega < 0.15$

L'expérience montre que plus un étage est "gros", meilleur est son indice, ceci tient à la présence d'équipements de servitudes nécessaires et grevant plus le budget d'un petit étage que d'un grand. Un dernier étage a toujours un indice nettement plus mauvais que les autres, parce qu'en général, on comprend dans sa structure la masse de la case à équipements.

- **RAPPORT DE MASSE SPECIALEMENT ASSOCIE A UN ETAGE** :

Cette notion est capitale et sera reprise plusieurs fois, dans la suite.

On appelle RAPPORT DE MASSE D'UN LANCEUR ASSOCIE A UN ETAGE i , le scalaire

$$\lambda_i = \frac{\text{Masse lanceur à l'allumage du moteur } i}{\text{Masse lanceur à l'extinction du moteur } i} = \frac{M_{oi}}{M_{fi}} = \frac{M_{oi}}{M_{oi} - M_{pi}}$$

En pratique : $1 < \lambda_j < 6$

IV QUELQUES PROBLEMES LIES A LA POUSSEE :

1°) STABILITE D'UN LANCEUR :

On aura remarqué qu'un lanceur est en général très élancé et conçu pour "encaisser" les efforts de compression, exercés suivant son axe : vers l'avant pour la poussée et vers l'arrière pour la traînée, quand elle est présente. Il est par contre relativement fragile en flexion transverse.

On évitera donc de prendre de l'incidence.

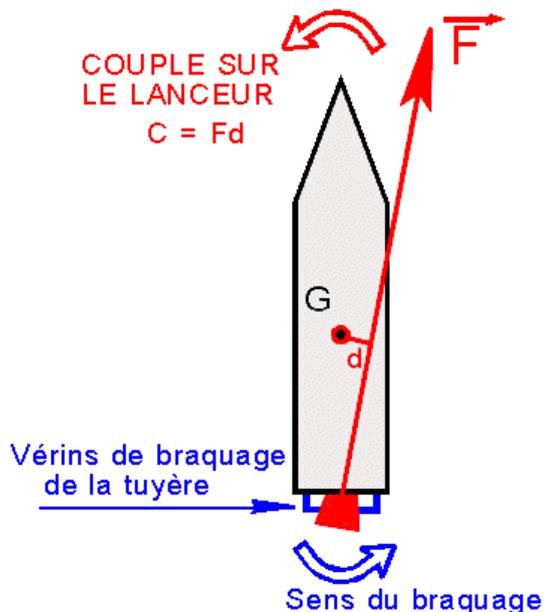
Comme tout système physique réel, un moteur possède des imperfections de montage qui font que la poussée n'est jamais suivant l'axe longitudinal du lanceur.

Il en résulte un couple autour du centre d'inertie G, couple qui déstabilise le lanceur. Mécaniquement, la poussée par l'arrière est déstabilisante.

Quelle est la parade?

C'est de l'automatique classique :

- Détection de la rotation
- Elaboration commande
- Braquage de la tuyère, en sens contraire, à l'aide d'actuateurs, les vérins de braquage de la tuyère.



Naturellement, ceci vaut pour tous les défauts d'orientation de poussée et nécessite une commande dans deux plans orthogonaux. C'est la centrale inertielle et notamment le bloc gyrométrique, qui mesure les composantes de la rotation lanceur.

REMARQUE 1: Vous observerez le lanceur Ariane sur son pas de tir entre H_0 et $H_0 + 4$ s, alors que des mors maintiennent le lanceur au sol, en attendant confirmation du bon fonctionnement des moteurs. Vous verrez alors les vérins au travail et la tuyère principale pivoter, tout simplement parce que la tête du lanceur "bouge" sous l'effet des vibrations ou du vent. Les gyromètres font leur travail de détection et de commande.

REMARQUE 2 : Voir [théorie: rôle du spin sur un lanceur propulsé](#), (On appelle SPIN la rotation du solide autour de son axe de révolution)

La technologie des moteurs à ergols liquides, autorise des tuyères mobiles. Ce n'est pas le cas, en général, pour les moteurs à poudre, ou la tuyère est solidaire de la structure

contenant la poudre "moulée".

Dans ce dernier cas, il ne reste plus que la stabilisation gyroscopique, en imposant à l'ensemble du lanceur, un "SPIN" de l'ordre de 1 à 2 tours/s, suffisant pour limiter le dépointage à des valeurs très faibles.

NB : On pourrait penser à une stabilisation aérodynamique, mais au décollage, les gouvernes seraient inefficaces, sans vitesse.

2°) FUSEES DE SEPARATION :

Lorsqu'un moteur arrive à épuisement de l'un des ergols liquides, la poussée s'arrête et le moteur inutile, doit être largué.

En pratique l'étage inférieur à éjecter est lié à l'étage supérieur par une jupe inter-étages sur laquelle il est fixé. La séparation intervient par une découpe pyrotechnique faisant éclater des boulons explosifs. Il faut alors séparer les deux parties, sans heurt. En particulier, il faut faire en sorte que l'étage inférieur s'écarte du supérieur par une translation vers l'arrière.

Ce mouvement est réalisé par des fusées disposées en nombre pair sur l'étage à séparer, poussant vers l'arrière.

Des problèmes pourraient survenir, si l'une des fusées ne s'allumait pas. Des précautions mécaniques ont été prises pour minimiser l'effet d'une telle panne. La parade est de caler les axes de poussée suivant un angle bien

précis, par rapport à l'axe général du lanceur.

Voir [théorie mécanique des fusées de séparation](#)

3°) FUSEES D'ACCELERATION :

Rappelons d'abord ce qu'est l'accélération statique. La loi fondamentale nous dit, avec des notations évidentes pour la poussée et la traînée, que

$$M\vec{\Gamma}_a = \vec{F} - \vec{R}_x + M\vec{g} \Rightarrow \vec{\Gamma}_a = \frac{\vec{F} - \vec{R}_x}{M} + \vec{g} = \vec{\Gamma}_s + \vec{g}$$

Nous savons aussi, que le vol lanceur se déroule à incidence quasi nulle et que la poussée est axiale, grâce à l'asservissement tuyère, sauf cas particulier. Donc la poussée F et la traînée Rx sont axiales.

On appelle donc ACCELERATION STATIQUE, la partie bien connue de l'accélération, due aux forces autres que la gravitation, au sens large. C'est ce que Einstein a appelé la **FORCE SPECIFIQUE**, la seule composante de l'accélération mesurable par un instrument, lorsqu'on se trouve dans un véhicule isolé du reste de l'univers. [Voir cours spécial](#)

$$\Gamma_s = \frac{F - R_x}{M}$$

Si vous observez la courbe de l'accélération statique d'un lanceur, vous constatez que l'accélération n'y est jamais nulle, notamment dans les phases inter-étages et dans le vide. Les moteurs principaux sont coupés et cependant il subsiste une petite accélération longitudinale de 1 ou 2 m/s². **Pourquoi ?**

Réponse : Si un lanceur contenant des ergols liquides, se trouvait dans le vide, moteur coupé et uniquement soumis à la gravitation, en clair en **CHUTE LIBRE**, ou encore en état d'**APESANTEUR**, les ergols "flotteraient" dans les réservoirs, au risque de désamorcer les pompes lors d'une mise à feu du moteur. Pour pallier ce risque, des **FUSEES D'ACCELERATION**, disposées sur l'étage supérieur plein, sont allumées avant la fin de combustion du moteur de l'étage inférieur et brûlent jusqu'à l'allumage du moteur supérieur. Ainsi une petite accélération statique suffit à maintenir les ergols en fond de réservoir.

Le calage des axes de ces fusées est aussi l'objet d'un calcul précis, pour limiter les problèmes en cas de panne de l'une de ces fusées. L'idée en est simple, il suffit que l'axe de poussée des fusées passe par le centre d'inertie du lanceur, au moment de l'allumage du moteur supérieur, pour éviter la création d'un couple sur les axes tangage-lacet.

NB : Naturellement, vous ne trouverez pas de fusée d'accélération sur un premier étage, ni sur un étage complet à poudre.

EXEMPLE: LES GRAPHES DE PERFORMANCES FOURNIS POUR LES LANCEURS, dans le MUA :

Ci-dessous ceux relatifs à l'excellent lanceur de la famille ARIANE 4, qui rassemble l'ensemble des paramètres utiles, dont notamment l'**ACCELERATION STATIQUE** bien précisée sur le graphe.

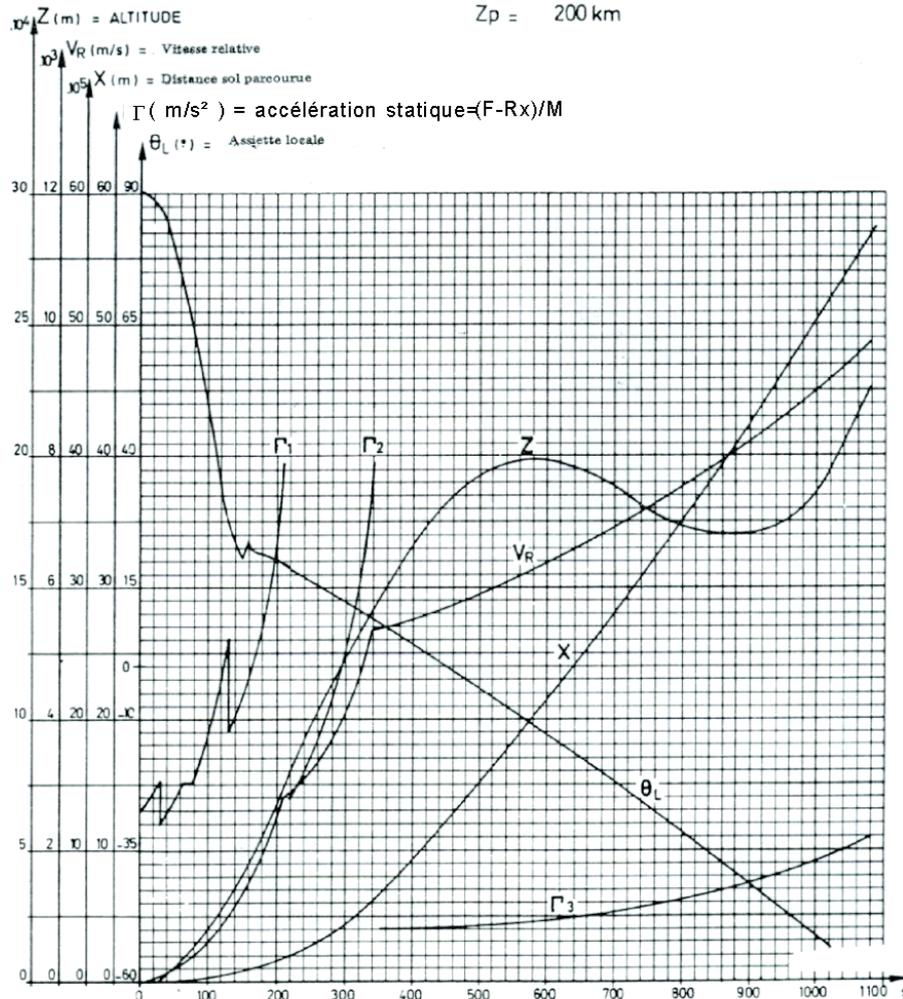
ORBITE:

$i = 7^\circ$

$\omega = 178^\circ$

$Z_a = 35\,786 \text{ km}$

$Z_p = 200 \text{ km}$



Ariane 44 LP

Commentons la courbe Γ :

T	Γ statique
0	16 m/s ² ==> accélération réelle (G-g) de l'ordre de 6 m/s ²
30 s	Saut d'accélération qui correspond au largage des PAP
60 à 80 s	Le palier marque le passage du mur du son
Vers 130 s	Saut d'accélération après largage des PAL
Vers 210 s	Extinction de l'étage 1 et largage de l'étage vide
Etc...	

Vous aurez l'occasion de revoir ce genre de graphes dans toutes les rubriques traitant de lanceurs.

4°) ACCELERATION LANCEUR :

Prenons un étage de lanceur fonctionnant dans le vide , avec une poussée axiale, constante, notée F.

- Γ_0 est l'accélération initiale, à l'allumage, s'exerçant sur une masse M_0 .

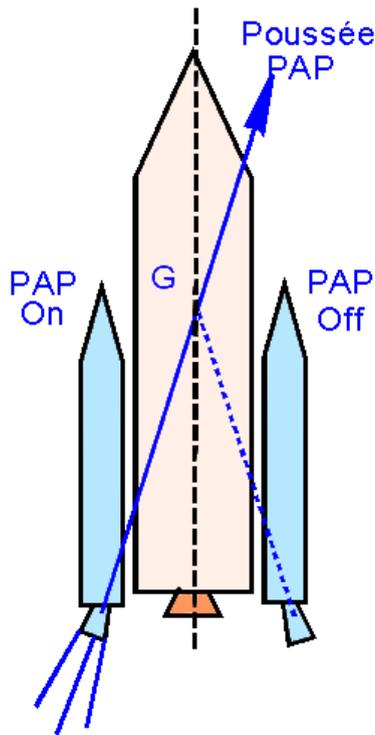
- Γ_1 est l'accélération finale , en fin de combustion du moteur et avant largage, s'exerçant sur une masse M_f .

On a :

$$F = M_o \Gamma_o = M_f \Gamma_f \Rightarrow \frac{\Gamma_f}{\Gamma_o} = \frac{M_o}{M_f} = \lambda$$

On constate que λ fixé, classique de l'ordre de 3 ou 3.5, pour limiter l'accélération en fin de combustion, il faut choisir une accélération faible au décollage. Ceci explique, notamment, que l'étage 1 d'Ariane 1, terminant sur une accélération de 4g, décolle avec une accélération de 1.4 g au plus. Comme il faut retrancher la pesanteur de la poussée, c'est tout au plus 0.4 g au décollage. Voilà qui explique la lenteur du lanceur, dans les premiers instants du vol.

5°) CALAGE DES PAP OU PAL :



Regardez attentivement un lanceur Ariane 44LP par exemple, et vous serez surpris de constater que les axes des tuyères des PAP ou PAL, sont inclinés sur l'axe lanceur et de plus de manière différente.

Les tuyères des PAP sont inclinées de 14°, alors que les PAL ne le sont que de 9° environ. Pourquoi ?

Problème: Se pose, à peu près pour la même raison que les axes des fusées d'accélération. En effet, les PAP ou PAL, fonctionnent par paire et la fin de combustion n'est pas commandée, elle survient donc par épuisement des ergols.

Donc, ces fusées ne s'arrêtent pas, en général, en même temps, signifiant que si l'une d'entre elles est arrêtée et l'autre en combustion, un couple important s'exerce sur le lanceur, que le braquage des tuyères ne pourrait pas contrer.

Réponse : SOLUTION --> Faire converger les axes de poussée des PAP vers le centre d'inertie du lanceur, au moment de l'arrêt probable des PAP et faire converger les axes des PAL vers la position du centre d'inertie lanceur au moment de l'arrêt probable des PAL.

Ceci explique que les PAL soient moins inclinés que les PAP.

NB 1 : Ce cours a une suite

NB 2 : Une version papier optimisée pour la mise en page (format Word 97) est prévue sous la dénomination [LANCEUR1.DOC](#)