

UNIVERSITE DE SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'Aéronautique

MÉMOIRE DE MAGISTER

Spécialité : Aéronautique

LA MISE EN ORBITE D'UN ENGIN SPATIAL DU POINT DE VU PROPULSIVE

Par

BELAITI Latifa

Devant le jury composé de

Z. BENAOUDA	Maître de Conférences, U. de Blida	Président
R. HAOUI	Maître de Conférences, U.S.T.H.B., Alger	Rapporteur
T. REZZOUG	Maître de Conférences, U. de Blida	Corapporteur
L. AMTOUT	Chargé de cours, U. de Blida	Examineur
T. ZEBBICHE	Chargé de cours, U. de Blida	Examineur

Blida, Juin 2007

RÉSUMÉ

La Simulation des phases entière de vol d'un lanceur ne peut être réalisée facilement, les données liées à les conditions de lancement et les Soft Wares appropriés de Simulation ne sont pas toujours disponibles.

Un programme en Fortran est développé pour Simuler la mission de Satellisation multi étage d'un lanceur, du décollage jusqu'à l'injection de la charge utile, le programme est basé sur une intégration on fonction de temps de Runge-Kutta d'ordre 4 d'un système d'équations des forces agissant sur la structure externe de lanceur, avec un vol d'incidence quasi-nulle.

Un vrai modèle non standart est employé pour l'atmosphère pour décrire la variation des propriétés thermodynamique (p, ρ, T) d'air, en outre, l'expression utilisée pour le coefficient de traînée de lanceur depuis le régime d'écoulement subsonique au régime supersonique et à la loi de variation de poussée on utilisant des fonctions qui s'accord avec le mode de propulsion de chaque étage.

Afin de fournir une basse de données de paramètre de vol, On a développé une Interface Graphique (GUI) d'après des données et des résultats du code en Fortran.

La comparaison avec de vraies conditions des vols connus montre de bonne concordance, particulièrement pour l'injection GTO.

Les mots clés

Lanceur, propergol, orbite GTO, lancement du lanceur, trajectoire des lanceurs, la mécanique spatiale, propulsion.

ABSTRACT

In a satellisation mission, the ballistic parameters at the orbit injection are considered as the success criteria, and must be evaluated with a great precision. The simulation of the entire flight phases of a launcher cannot be achieved easily, indeed, the data related to the launching conditions and the appropriate simulation soft wares are not always available.

A Fortran code is developed to simulate the satellisation mission of a multi stage launcher from the take off phase to the ballistic injection of the payload, the code is based on a Runge-Kutta fourth order time integration scheme of an equation system of the forces acting on the launcher external structure, with a flight of quasi-null incidence.

A non standard real model is used for the atmosphere to describe the variation of the thermodynamic properties of the air, in addition, the expression used for the drag coefficient of the launcher cover the entire range from subsonic to hypersonic external flow regime and the thrust variation law is a user define function in accordance with the propulsion mode of each stage.

In order to supply a flight parameter database, a User Graphic Interface (GUI) is developed for the Fortran code outputs and inputs.

Comparison with real conditions of known flights shows good agreements especially for GTO trajectories.

Key words

Launcher, propellant, launching of the launcher, trajectory of the launcher, space mechanics, propulsion, orbit GTO .

ملخص

إن عملية مماثلة مراحل الطيران لصاروخ, ليست بالعملية السهلة, إن المعطيات لمرحلة الإطلاق و برامج عملية المماثلة الآلية ليست دائما في متناولنا.

إن برنامج فور ترون وضع خصيصا لمماثلة عملية إطلاق القمر الاصطناعي المتعدد الطوابق من عملية الإطلاق إلى عملية الوضع في المدار المخصص.

إن البرنامج يركز على عملية تفاضل بدلالة الزمن لغنج كوتا ذا الترتيب الرباعي لنظام معادلات قوة تطبق على الهيكل الخارجي لصاروخ مع طيران لزاوية انحراف قريبة من الصفر.

نموذج حقيقي غير قياسي من اجل الطبقات الجوية و تغيرات خصائصها الترموديناميكية للهواء, مع وضع تقنين لمعامل الاحتكاك مع الصاروخ و قانون التغير لقوة الدفع تتلاءم مع نوعية الدفع لكل طابق.

من أجل الحصول على قاعدة معطيات لضبط الطيران, قمنا بتطوير تحريك صوري باستعمال نتائج برنامج الفور ترون.

إن عملية المقارنة مع الظروف الحقيقية لطيران صواريخ معروفة , أعطتنا مطابقة جيدة خاصة في عملية الوضع في المدار ج.ت.و.

الكلمات المفاتيح

المسار, المحرك, الميكانيكا الفضائية, مسار الدفع, الفور ترون, عملية إطلاق القمر الاصطناعي, مدار ج.ت.و. الإطلاق , الدافع

REMERCIEMENTS

Je remercie vivement Monsieur R. HAOUI, Maître de conférences à l'Université Houari Boumediene de Bab-Ezouar (Alger), pour ses conseils et son suivi durant toute la période d'élaboration de ce modeste travail.

Je tiens aussi à exprimer mes vifs remerciements à Monsieur T. REZOUG, Maître de conférences au département d'Aéronautique de l'Université de Blida, pour ses conseils et perspectives concernant mon travail.

Je remercie Monsieur Z. BENAOUA, Maître de conférences au département d'Aéronautique de l'Université de Blida, d'avoir accepté de présider le Jury.

Je remercie Monsieur L. AMTOUT, chargé de cours au département d'Aéronautique de l'Université de Blida, d'avoir accepté de faire partie du jury.

Je remercie Monsieur T. ZEBBICHE, chargé de cours au département d'Aéronautique de l'Université de Blida, d'avoir accepté de faire partie du jury.

Je remercie enfin tout le personnel du département d'Aéronautique de l'Université de Blida, et l'Université de Chlef en particulier Monsieur A. BENAROUS, ainsi que tous mes amis, pour l'aide amicale qu'ils m'ont apportée à des titres divers.

TABLE DES MATIERES

RÉSUMÉ.....	
REMERCIEMENTS.....	
TABLE DES MATIÈRE.....	
LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES ET TABLEAUX.....	
INTRODUCTION.....	11
1. GENERALITES LANCEUR.....	14
1.1 Introduction.....	14
1.2 Pourquoi aller dans l'espace ?.....	14
1.3 Applications de l'espace.....	17
1.4 Généralités lanceur.....	21
2. LA PROPULSION DES LANCEURS SPATIAUX.....	33
2.1 Introduction.....	33
2.2 Le moteur fusée et la propulsion par réaction.....	34
2.3 Les systèmes de propulsion d' Ariane 5.....	45
3. MISSIONS SPATIALES ET ORBITES D'APPLICATIONS.....	64
3.1 Introduction.....	64
3.2 L'atmosphère.....	64
3.3 Missions spatiales et orbites d'applications.....	69
3.4 Les mouvements képlériens.....	82
4. EQUATIONS DE MONTÉE ET PERFORMANCES D'UN LANCEUR.....	96
4.1 Introduction.....	96
4.2 Equations du mouvement.....	96
4.3 Performances lanceur.....	105
4.4 Exemples.....	112
5. PROCÉDURE DE CALCUL.....	114
5.1 Introduction.....	114
5.2 La mission.....	114
5.3 Phase propulsée du lanceur Ariane 5.....	115
5.4 Préliminaires.....	115
5.5 Système différentiel du mouvement.....	117
5.6 Chronologie du tir.....	120
5.7 Coefficient aérodynamique C_x	120
5.8 Loi d'assiette locale.....	121
5.9 Modélisation de l'atmosphère terrestre.....	122
5.10 Modélisation du lanceur.....	124
5.11 Modélisation de la poussée et du débit.....	128

5.12 Mise en orbite.....	131
5.13 Organigramme de calcul.....	133
6. RESULTATS ET INTERPRÉTATION.....	135
6.1 Interprétation des résultats.....	135
6.2 Résultats.....	148
CONCLUSION.....	163
APPENDICE.....	166
A. Liste des symboles et des abréviations.....	166
B. Les équations de montée d'un lanceur.....	173
C. Le vol 138 d' Ariane 5, le logiciel de la simulation du vol.....	177
d'Ariane 5 « Solstice» et courbes de comparaisons	
REFERENCES.....	178

LISTE DES ILLUSTRATIONS, GRAPHIQUES TABLEAUX

Figure 1.1 : Pollution marine au large de St.tropez, observée par ERS-1	15
Figure 1.2 : Inondations au Bangladesh ; saison sèche à gauche, Crues à droite (image Spot)	15
Figure 1.3 : Nébuleuse Eskimo et Carte de Gravimétrie	16
Figure 1.4 : Utilisations des satellites	16
Figure 1.5 : Lanceur Shuttle	23
Figure 1.6 : Evolution des moteurs (Ariane)	25
Figure 1.7 : Ariane 5	26
Figure 1.8 : Schéma général de la mission	28
Figure 1.9 : La trace lanceur stations de poursuite (Kourou, Natal, Ascension, Hartebeesthoek, Malindi).	28
Figure 2.1 : Principe de l'Action- Réaction	34
Figure 2.2 : 3 ^{ème} Loi de Newton Application au moteur fusée	35
Figure 2.3 : Ariane 4 au décollage – Principe de l'action et de la réaction	36
Figure 2.4 : Les étages d'un lanceur	39
Figure 2.5 : Braquage de la tuyère	41
Figure 2.6 : Calage des PAP	44
Figure 2.7 : Le moteur Vulcain	45
Figure 2.8 : Schéma technique de l'EPC (l'Etage Principal Cryotechnique)	46
Figure 2.9 : Fonctionnement d'un moteur vulcain	47
Figure 2.10 : Coup d'un boulon explosif	55
Figure 2.11 : Eclaté d'un EAP	56
Figure 2.12 : Tuyère de propergols solides (Ariane 5)	57
Figure 2.13 : Segment en étoile de MPS (Moteur à propergols solide)	58
Figure 2.14 : Déroulement de la combustion dans le segment en étoile	58
Figure 2.15 : Segment de forme étoilée au début puis devient cylindrique de MPS (Moteur à propergols solide)	59
Figure 2.16 : Déroulement de la combustion dans le segment de forme étoilée au début puis devient cylindrique	59

Figure 2.17 : Segment de forme cylindrique uniquement de MPS (Moteur à propergols solide)	60
Figure 2.18 : Le Moteur cryotechnique HM7 (Snecma)	62
Figure 2.19 : Fonctionnement du Moteur cryotechnique HM7 (Snecma)	63
Figure 3.1 : Les variations de température et de pression en fonction de l'altitude	69
Figure 3.2 : Carte des satellites GEO enregistrés	70
Figure 3.3 : Le satellite relie les réseaux téléphoniques de deux continents	71
Figure 3.4 : Constellations LEO	72
Figure 3.5 : La rotation du plan orbital et celle de la Terre autour du Soleil	73
Figure 3.6 : Orbite de Transfert géostationnaire GTO	75
Figure 3.7 : Station Spatiale Internationale ISS	80
Figure 3.8 : Les différentes orbites autour de la terre	82
Figure 3.8 : L'hypothèse newtonienne (POTENTIEL NEWTONIEN)	86
Figure 3.12 : Les éléments essentiels des coordonnées polaires (Loi des Aires)	88
Figure 3.13 : L'ellipse et les différentes longueurs	92
Figure 3.14 : Définition bifocale de l'ellipse	93
Figure 4.1 : Situation du Centre Spatial Guyanais CSG	96
Figure 4.2 : Trajectoire d'un lanceur	99
Figure 4.3 : Loi d'assiette locale $\theta(t)$	100
Figure 4.4 : L'orientation de l'axe lanceur et de la poussée	106
Figure 4.5 : Evolution de la vitesse relative V_R (Manuel Ariane CNES)	110
Figure 4.6 : La composition des vitesses à l'endroit de l'injection	110
Figure 4.7 : Evolution de l'altitude Z (km), (Manuel Ariane CNES)	112
Figure 5.1 : La mission d'injection	114
Figure 5.2 : Description des différentes phases du vol	115
Figure 5.3 : Un éclaté du lanceur, pris dans le MUA (Manuel Utilisateur d'Ariane)[6]	116
Figure 5.4 : Assiette $\theta(t)$ rapportée au plan horizontal évolutif de la position Courante	121
Figure 5.5 : La masse utile du Manuel Utilisateur d'Ariane 5 [6]	125
Figure 5.6 : Case à équipement du Manuel Utilisateur d'Ariane 5 [6]	125
Figure 5.7 : La poussée réelle dans le vide, des boosters en fonction du temps	128
Figure 5.8 : Notion d'apogée et de Périgée	131

Figure 6.1 : La représentation des éléments caractéristiques de Mouvement képlérien	140
Figure 6.2 : La variation de l'altitude en fonction de temps (la trajectoire)	148
Figure 6.3 : La variation de la portée horizontale depuis Kourou en fonction de temps.	149
Figure 6.4 : La variation de la vitesse relative en fonction de temps	149
Figure 6.5 : La variation de la vitesse absolue en fonction de temps	150
Figure 6.6 : La variation de la pente (Bêta) de la vitesse en fonction de temps	150
Figure 6.7 : La variation de la densité en fonction de temps	151
Figure 6.8 : La variation de la pression en fonction de temps	151
Figure 6.9 : La variation de la traînée en fonction de temps	152
Figure 6.10 : La variation de la pression dynamique en fonction de temps	152
Figure 6.11 : La variation de la masse lanceur en fonction de temps	153
Figure 6.12 : La variation de la poussée lanceur en fonction de temps	153
Figure 6.13 : La variation la pesanteur en fonction de l'altitude	154
Figure 6.14 : La variation de l'accélération lanceur en fonction de temps	154
Figure 6.15 : La variation de rayon en fonction de temps	155
Figure 6.16 : La trajectoire en 3 D du lanceur	156
Figure 6.17 : La variation de X en fonction de Y dans le repère képlérien (L'orbite elliptique ($e < 1$))	157
Figure 6.18 : La variation de l'altitude en fonction de temps (la trajectoire)	157
Figure 6.19 : La variation de la portée en fonction de temps	158
Figure 6.20 : La variation de vitesse relative en fonction de temps	158
Figure 6.21 : La variation de la pente de la vitesse en fonction de temps	159
Figure 6.22 : La variation de la masse lanceur en fonction de temps	159
Figure 6.23 : La variation de la poussée lanceur en fonction de temps	160
Figure 6.24 : La variation de la vitesse absolue en fonction de temps	160
Figure 6.25 : La variation de l'accélération en fonction de temps	161
Figure 6.26 : La variation de X en fonction de Y dans le repère képlérien (l'orbite Circulaire ($e = 0$))	161
Figure 6.27 : La variation de l'angle de montée modélisée en fonction de temps	162
Figure 6.28 : Interface de Simulation du vol de Ariane 5, injection GTO (Delphi)	162
Figure 6.29 : Interface de Simulation du vol de Ariane 5 (Flash media player)	163

Tableau 1.1 : Motorisation Ariane	25
Tableau 2.1 : Propriétés des principaux propergols liquides	48
Tableau 2.2 : Caractéristiques techniques de EPC	54
Tableau 2.3 : Caractéristiques techniques de EPS	62
Tableau 3.1 : Quelques Missions Interplanétaires	76
Tableau 3.2 : Les principales constantes associées aux corps du système Solaire	83
Tableau 3.3 : Caractéristiques orbitales des planètes	84
Tableau 3.4 : Rayons des planètes et environnement	84
Tableau 3.5 : Valeurs numériques du système solaire	87
Tableau 3.6 : Les éléments caractéristiques d'une conique	90
Tableau 5.1 : Description de Chronologie du tir	120
Tableau 5.2 : Coefficient aérodynamique C_x en fonction de Mach	121
Tableau 5.3 : Modélisation par morceaux la loi d'assiette galiléenne $\theta(t)$ en fonction de temps	122
Tableau 5.4 : Caractéristiques des boosters	126
Tableau 5.5 : Caractéristiques de l'Etage central cryogénique	126
Tableau 5.6 : Caractéristiques générales de l'Etage central cryogénique	127
Tableau 5.7 : Caractéristiques de l'Etage à propergol stockable.	127
Tableau 5.8 : Modélisation de la poussée en fonction de temps.	129
Tableau 5.9 : Modélisation de la masse en fonction de temps.	130
Tableau 6.1 : Les principales phases de la montée de lanceur	138
Tableau 6.2 : Les valeurs numériques des éléments essentiels au moment de l'injection de la charge utile lorsque ($e < 1$) ;(résultats)	145
Tableau 6.3 : Les valeurs numériques des éléments essentiels au moment de l'injection de la charge utile lorsque ($e = 0$) ;(résultats)	146
Tableau 6.4 : Les caractéristiques du lanceur permettent d'atteindre un périhélie de 200,98 km et apogée de 35691 km.	147

INTRODUCTION

Ces cinquante dernières années ont vu l'émergence d'une nouvelle branche industrielle, aux applications et perspectives entièrement nouvelles, voire révolutionnaires, et qui a ouvert la voie à d'énormes progrès au sein de notre société : le début de l'exploration de l'espace et de son exploitation nous ont permis d'améliorer considérablement nos moyens de communication, de détection, donc en tout et pour tout notre mode de vie. La naissance de l'astronautique a signifié pour un grand nombre d'entre nous la réalisation d'un des plus grands rêves de l'humanité, à savoir de poser le pied sur la lune, fascinante et mystérieuse depuis la nuit des temps. Elle nous fait aussi entrevoir la possibilité d'extraire dans un avenir proche de nouvelles richesses minérales des astéroïdes ou des autres planètes de notre système solaire, quitte à y installer des bases, relais vers d'autres destinations encore plus éloignées, dans l'espoir de quitter peut-être un jour notre système solaire, et d'aller explorer les confins de notre univers...

Le 4 Octobre 1957, SPOUTNIK 1 est le premier objet mis en orbite par l'homme autour de la terre. Cet événement planétaire annonçait une nouvelle révolution : la naissance de l'industrie aérospatiale.

Ce secteur se développa grâce à la demande de différents pôles d'activités :

- Les télécommunications en voulant améliorer la rapidité des flux d'informations.
- La recherche en voulant obtenir une meilleure observation de notre univers, la conquête de la lune, les stations spatiales comme MIR ou ISS.
- Le domaine militaire en voulant posséder des satellites d'observation voir d'espionnage et des systèmes de localisation comme le GPS qui était développé pour l'armée américaine.
- Le domaine météorologique en voulant améliorer les prévisions du temps.

L'ensemble de ces domaines nécessitait et nécessite pour leur développement l'emploi de nombreux lanceurs dont la fiabilité et la sécurité doivent être maximales. Ainsi les avancées scientifiques et techniques ont permis aux ingénieurs et techniciens de développer des lanceurs de plus en plus fiables et sûrs. Cette industrie visant le développement spatial de domaine scientifique, militaire ou de flux de données a

réellement commencé autour des années 1980. Le développement de ce marché a ainsi fait émerger trois pôles aéronautiques :

- Les navettes américaines avec CHALLENGER, ENDEAVOUR, COLUMBIA.
- La fusée européenne ARIANE.
- La fusée SOYOUZ de l'URSS.

Ces trois lanceurs se partagèrent ainsi pendant les 15 années suivantes le monopole de l'accès à l'espace.

De nos jours, on constate l'arrivée sur le marché de nouveaux lanceurs qui veulent bousculer la hiérarchie mondiale et se frayer un chemin dans ce marché pour le moins juteux. Nous pouvons ainsi citer les lanceurs japonais ou le lanceur SEA LAUNCH.

Ce bouleversement au niveau de l'offre de l'accès à l'espace entraîne une nouvelle bataille économique dont l'issue risque de mettre fin au monopole des années 1980 et dont certains pourraient gravement souffrir.

Pour pallier à cette concurrence émergente, le lanceur ARIANE se devait d'évoluer et de se situer à la pointe des nouvelles avancées techniques. C'est pourquoi la fusée ARIANE 5 a été mise au point, Sa nouvelle infrastructure lui permet désormais de satelliser des masses utiles de 10 tonnes en orbite géostationnaire.

Nous étudierons pour notre part l'ensemble des critères et des moyens techniques nécessaires à l'envoi d'un satellite en orbite géostationnaire afin de donner réponse à la problématique que nous avons retenue :

Comment mettre en orbite un satellite géostationnaire ?

Cette étude sera à la fois théorique et vérifiée par les résultats du CNES (Centre National d'Etudes Spatiales).

Nous nous attarderons ainsi sur plusieurs points significatifs liés à ce sujet :

- Tout d'abord, nous étudierons les systèmes propulsifs utilisés aujourd'hui pour mettre en orbite un satellite. Ainsi on étudiera les caractéristiques de plusieurs type de propulsion que ce soit au niveau du lanceur lui même; en suite, nous étudierons les orbites des satellites, Nous définirons les paramètres képlériens qui lui permettent une mise en orbite adéquate.
- En effet on a choisi d'utiliser le lanceur ARIANE 5 comme illustration.
- Ceci défini, nous nous pencherons sur l'établissement des caractéristiques de l'accélération, l'altitude, la masse, la poussée, la traînée, la pression dynamique, la vitesse relative et absolue et la distance parcourue...etc., en fonction du temps en utilisant les équations du mouvement du lanceur durant sa phase propulsée et la résolution du système

d'équation on utilisant la méthode de Rung-kutta d'ordre 4, en utilisant des optimisations sur plusieurs paramètres bien sur ; l'atmosphère ,la loi de montée, la poussée , la masse.

Ce mémoire se décompose en six chapitres, dans le premier chapitre, nous présentons la nécessité de découvrir l'espace et une vue globale sur le développement des lanceurs dans le monde en se basant sur les lanceurs Européennes (Filière Ariane) et ces différentes composantes, en suite les missions associées.

Dans le deuxième chapitre, nous découvrons la propulsion des lanceurs spatiaux en se basant sur le principe de la propulsion ainsi que les calculs théoriques affectant les caractéristiques et performances des propergols sur l'Ariane 5.

Dans le troisième chapitre, nous proposons d'étudier l'atmosphère, en suite les différentes missions spatiales et orbites d'applications. Enfin, avant de débiter l'étude de la mise en orbite d'un satellite géostationnaire, définissons les quelques notions de bases nécessaires à cette étude, nous allons donc définir et préciser les notions nécessaires à l'étude des trajectoires (les mouvements képlériens).

Le quatrième chapitre, est opérationnel, se propose à propos d'un tir réel, simple équatorial, d'établir les équations du mouvement du lanceur durant sa phase propulsée et de caractériser ses performances.

Dans le cinquième chapitre, Les connaissances théoriques qui ont été développées nécessitent au moins un exemple d'application. Nous avons donc choisi d'utiliser le lanceur ARIANE 5 comme illustration ; il est à la fois moderne, performant, dont la mission principale est d'injecter, sur une orbite GTO, la charge utile de 6800 kg. Le tir étudié est supposé équatorial, à incidence nulle, nous avons modélisé l'évolution de la masse, de la poussée, et enfin de la traînée, par l'intermédiaire du coefficient de traînée C_x et du modèle d'atmosphère, de même nous avons étudié avec précision la motorisation, en déduisant ainsi l'Organigramme de calcul.

Enfin, dans le dernier chapitre, nous présentons la phase lancement du lanceur jusqu'à la séparation de la charge utile (satellite) par rapport au lanceur et les différentes conditions pour un lancement réussi, et une interface en Delphi avec un Flash qui présente une simulation du lancement d'Ariane 5 (injection GTO) d'un programme en Fortran. En suite, une discussion des résultats et comparaison avec les résultats publiés par le CNES (le vol 138 de Ariane 5, injection GTO), et avec les résultats du Logiciel Solstice du lancement de Ariane 5 (injection héliosynchrone).

CHAPITRE 1

GENERALITES LANCEUR

1.1. Introduction

L'espace est aujourd'hui un secteur clé de l'avenir, un gage de technologies nouvelles et de progrès scientifique. De plus en plus les yeux rivés vers le ciel, l'Homme contemple à présent depuis des satellites perfectionnés aussi bien les frontières de l'univers que le fond des océans. Ces technologies sont le fruit de longues années d'expériences militaires puis civiles, dans la recherche de l'optimisation de missiles puis de fusées capables d'envoyer en orbite de complexes ordinateurs autonomes que sont les satellites artificiels.

Véritables piliers de cette réussite, les lanceurs sont suffisamment puissants pour envoyer " en toute sécurité " de très lourdes charges en orbite. De la réussite de leurs missions dépend l'avenir de leurs clients. Aussi y apporte-t-on la plus grande attention au moment de leur montage, dans la chaîne de montage à ciel ouvert qu'est la base de lancement.

L'Europe s'est dotée de telles infrastructures, et a choisi le site de Kourou, en Guyane française.

1.2. Pourquoi aller dans l'espace

1.2.1. Support d'aide à la décision sur des enjeux majeurs

Les enjeux majeurs sont [1] :

- Ressources en eau.
- Changements climatiques.
- Traitement des pollutions (Figure 1.1).
- Prévision et gestion des crises et des risques naturels (Figure 1.2).



Figure 1.1 : Pollution marine au large de St tropez, observée par ERS-1 [1].

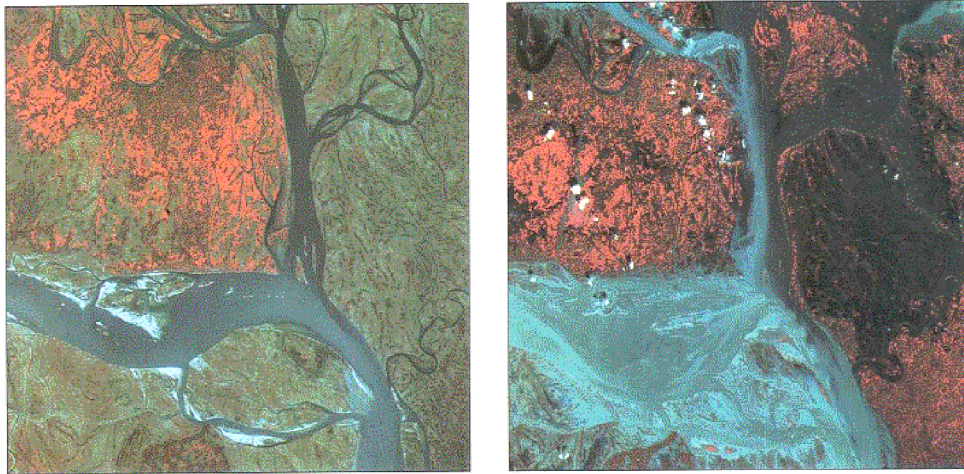


Figure 1.2 : Inondations au Bangladesh ; saison sèche à gauche, crues à droite (image Spot) [1].

1.2.2. Science

Contribution fondamentale aux recherches relatives à [1] :

- L'exploration de l'univers.
- La connaissance de la Terre (Figure 1.3).
- L'origine de la vie.
- La physique fondamentale.
- L'exploration planétaire (notamment Mars).

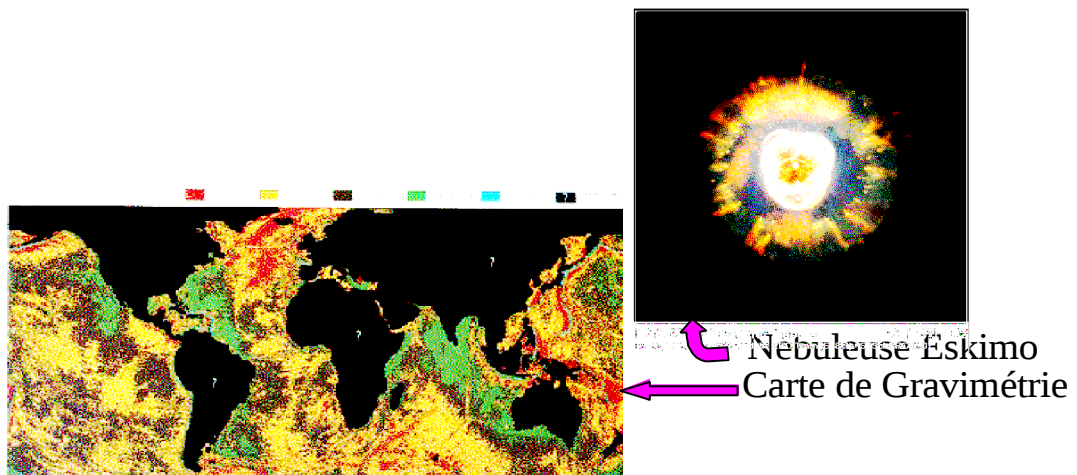


Figure 1.3 : Nébuleuse Eskimo et Carte de Gravimétrie [1].

1.2.3. Société de l'information et de la mobilité

Préparation et utilisation des technologies du futur [1] :

- Diffusion multimédia point / multipoints (Figure 1.4).
- Outils de positionnement et de navigation (Figure 1.4).
- Technologies des télécommunications (Figure 1.4).

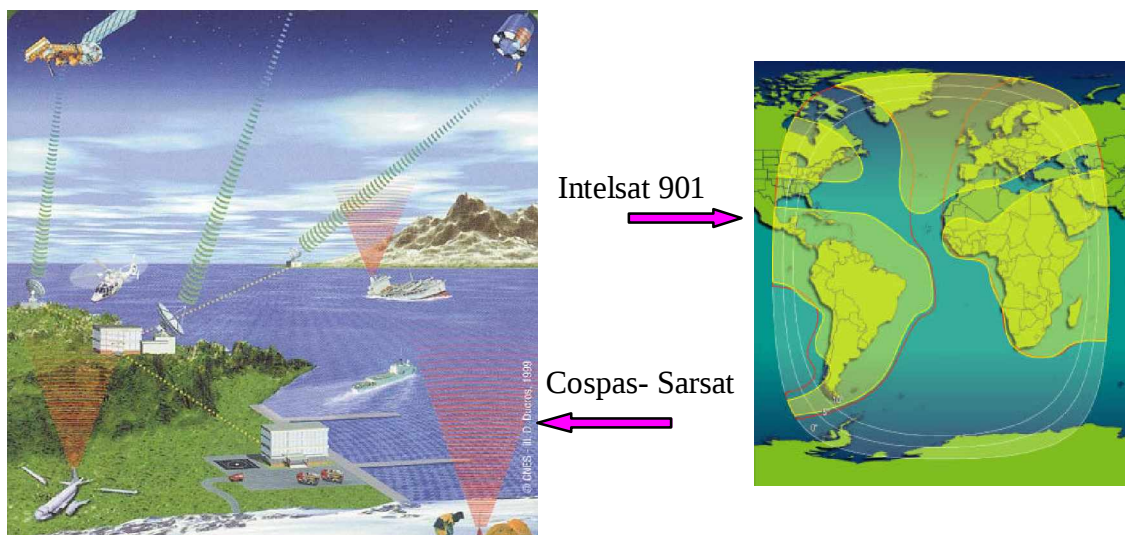


Figure 1.4 : Utilisations des satellites [1].

- L'utilisation de l'Espace est omniprésente et vitale.
- L'accès à l'Espace est fondamental et stratégique.

1.3. Applications de l'espace

1.3.1. Télécommunications

Des fusées (la découverte des missiles V2) à des fins pacifiques. Se basant sans doute sur les écrits de Tsiolkovski, il pense lancer des satellites. Il a une idée géniale quant à leur utilisation : par leur position, ils peuvent servir de relais pour résoudre définitivement le problème des communications trans-horizons sans câbles. Il pense à trois satellites géostationnaires couvrant toute la terre [1].

Sa seule erreur était de croire qu'il s'agirait de grosses stations habitées, alors qu'en fait de nombreux satellites automatiques assurent cette mission. En 1964, Syncom 2 (USA) est le premier satellite fonctionnant sur orbite géostationnaire. De nos jours, 800 satellites en activité sont sur cette orbite, la plupart voués aux télécoms. L'orbite géostationnaire est très encombrée : 8500 objets s'y trouvent (satellites en activité et hors service, débris de lanceurs...). Les plus récents satellites possèdent des moteurs-freins pour quitter cette orbite en fin de carrière. Les nombreux satellites de télécommunications transmettent la TV, les données informatiques, le téléphone à longue distance [1] ...

Les satellites à basses orbites reviennent à la mode pour les télécommunications. Le réseau Iridium de Motorola (77 satellites en orbite basse très inclinée), pour le téléphone, était prometteur mais a fait faillite. Il y a tant de satellites dans ce réseau que le téléphone adapté en a toujours plusieurs dans le faisceau de son antenne. Comme ils sont bas, on peut facilement émettre vers eux et ils ont besoin de peu de puissance. Pour la transmission de données, deux projets sont en cours : Skybridge d'Alcatel (France) et Téliédésic d'un consortium Américain (avec Microsoft). Les 840 satellites de ce dernier seront lancés par des missiles balistiques russes SS-18 reconvertis [1].

1.3.2. Localisation

Lancés par les militaires américains, les satellites du réseau « Global Positioning System » permettent de se localiser n'importe où sur terre grâce aux ondes qu'il envoie, pourvu bien sûr qu'on possède un récepteur adapté. Navires et avions ne sauraient plus s'en passer. La précision est de 1 m pour les militaires alliés des USA, qui ont des clés de décodage, et de 100 m pour les civils. Le problème est que le Pentagone peut arrêter de couvrir telle ou telle zone quand il veut, avec les conséquences imaginables. On pourrait s'appuyer en secours sur le réseau russe Glonass, mais on dépendrait alors des militaires de Moscou, ce qui n'est guère mieux [1].

D'autres réseaux sont spécialisés pour la marine, tous américains : Transit (15 satellites), Navstar (25) et les trois derniers du réseau Nova, complétant les précédents. Leur utilité est surtout militaire. Tous ces réseaux de localisation ont prouvé leur importance, surtout pendant la guerre du Golfe [1].

1.3.3. Observation de la terre, météo et espionnage

Les Américains ont lancé dès 1961 le 1^{er} satellite-espion, Samos 2. Il prenait des photos et les transmettait par radio. Puis viennent les satellites-espions soviétiques, qui prenaient les photos sur pellicules et les expédiaient régulièrement en U.R.S.S. dans des capsules. Il fallait donc en lancer sans arrêt pour remplacer ceux qui tombaient à cours de pellicules. Cette tâche, assignée aux fusées Cosmos, les plus petites de l'arsenal russe (100 tonnes), alimenta le cosmodrome de Plesetsk pendant presque 30 ans (de 65 à 93).

On voit là que les Russes se souciaient peu des questions de rentabilité : en développant une transmission d'image par radio, ils auraient réalisé de colossales économies. Les satellites-espions gagnèrent peu à peu en précision (< 50 cm au sol pour les derniers américains) et deviennent numériques. Il existe aussi des satellites-radars qui peuvent, eux, observer même de nuit ou par mauvais temps.

L'observation de la terre s'est vite étendue au civil, avec les Landsat (USA) et surtout les satellites pour l'observation de la Terre (SPOT), français puis Européens.

La précision est moins bonne que pour les militaires (10 m). Les SPOT se basent sur trois canaux (dont deux hors du visible), attribués aux couleurs primaires pour la représentation, d'où ces fausses couleurs des images satellitaires. SPOT a permis, par exemple, de voir que le Tibet se déplace vers l'Est de 2 cm/an. Les satellites servent aussi à repérer des ressources naturelles (projet sino-brésilien), surveiller les incendies de forêt (pour les forêts tropicales, insurveillables du sol en raison de leur taille et de la pauvreté des pays concernés), contrôler les jachères agricoles...

Les prévisions météo sont établies à partir de données fournies essentiellement par des satellites comme les météosats européens. Ces derniers, comme la plupart de leurs concurrents, sont sur orbite géostationnaire. D'autres, sur orbite basse, offrent une vue plus rapprochée [1].

1.3.4. Connaissance de l'Univers

Les satellites, de par leur position hors de l'atmosphère, sont les mieux placés pour observer l'espace. Outre le fameux Hubble, on peut citer le satellite Infrared Space

Observatory de l'ESA (l'Agence Spatiale Européenne), qui observe dans l'infrarouge les corps froids de l'espace, le prochain microsatellite COROT, français), voué à la recherche de planètes extrasolaires et à la sismologie stellaire (études des vibrations de la surface des étoiles); et les modules astrophysiques de Mir [1].

1.3.5. Etudes biologiques et physiques

La vie dans l'Espace de cosmonautes russes et d'astronautes américains a permis d'étudier les effets de l'apesanteur sur l'organisme. En 94/95, le russe Valéri Poliakov est resté en orbite pas moins de 437 jours ! L'apesanteur impose des exercices fréquents pour éviter aux muscles de "fondre" (du fait qu'ils n'ont plus à tenir le poids du corps) et aux os de se fragiliser pour la même raison.

De nombreuses expériences sur les animaux ont été menées, comme la naissance dans la navette de salamandres ou d'autres, plus insolites, comme celle sur Skylab sur les araignées, pour voir si elles sauraient tisser leur toile en apesanteur (réponse : elles y arrivent, mais difficilement) [1].

1.3.6. Retombées technologiques

A l'instant des satellites, les technologies développées pour l'Espace reviennent souvent sur Terre. Par exemple, la technologie de la compression d'image par ondelettes a été développée par l'ESA (Agence Spatiale Européenne) pour ses satellites météorologiques et devrait bientôt s'imposer en informatique par son efficacité supérieure au JPEG (Joint Photographique Expert Group). De même, les isolants de nouvelle génération (quelques cm équivalent à 1 m de laine de verre) sont dérivés de ceux des stations spatiales. Les prochains robots qui iront entretenir l'intérieur du réacteur accidenté de Tchernobyl sont dérivés des river martiens. Ces trois exemples illustrent l'utilité des recherches entreprises pour l'Espace [1].

La retombée technologique la plus importante est sans nul doute la mise au point des piles à combustibles, qui, développée dans les années 60 pour les capsules Gemini puis Apollo, s'imposent aujourd'hui comme une source d'énergie non polluante qui s'impose progressivement dans de nombreux domaines, comme les transports. Elles fonctionnent sur la base d'un réacteur électrogène entre l'hydrogène et l'oxygène, qui donne de l'eau, selon le processus inverse de l'électrolyse [1].

1.3.7. Fabrication de matériaux dans l'espace

L'apesanteur a déjà permis, expérimentalement, de fabriquer des matériaux irréalisables sur terre. Il s'agit notamment de cristaux (module Kristall de Mir) et d'alliages entre des métaux de densités très différentes, qui ne peuvent se mélanger sur Terre. Il est aussi envisagé de profiter de la microgravité pour fabriquer des médicaments. Des produits réalisés en orbite à l'échelle industrielle pourraient un jour envahir le marché terrestre, pourvu que l'on puisse envoyer du matériel dans l'Espace et le faire revenir à des coûts bien inférieurs à ceux d'aujourd'hui [1].

1.3.8. Production d'énergie

Le projet Glasair (du nom de l'ingénieur qui l'a proposé le premier) consiste à lancer dans l'Espace, sans doute en orbite géostationnaire, de grands panneaux solaires qui enverraient l'énergie sur Terre sous forme d'un où plusieurs faisceaux de micro-ondes recueillis dans de vastes paraboles. Les problèmes techniques sont colossaux (lancement de centrales pesant sans doute des centaines de tonnes, mise au point du canon à micro-ondes, pointage précis de celui-ci, recueillement des micro-ondes et conversion en électricité...) [1].

Mais le jeu en vaut la chandelle : ce sera une source d'énergie sûre, renouvelable et non polluante, d'autant plus nécessaire que dans 50 à 70 ans au plus tard nous n'aurons plus ni pétrole, ni gaz, ni uranium. La seule alternative sérieuse (nous excluons par ce mot les éoliennes et autres gadgets ne pouvant fournir qu'une énergie d'appoint) au projet Glasair est donc la fusion nucléaire, explorée par le projet international ITER [1].

La Lune possède en outre de grands gisements d'hélium 3, isotope quasi inexistant sur Terre. Il constitue un "carburant" potentiellement intéressant pour les futurs centrales à fusion telle les tokamaks ou les stellarateurs [1].

1.3.9. Eclairage nocturne

Le projet Znamia (drapeau) des russes consiste en une voile d'aluminium tendue en orbite, qui renvoie sa lumière vers le sol. Un premier essai dans les années 80 s'est soldé rapidement par la destruction de la voile, percée par les micrométéorites. Suite à une stupide erreur humaine (une antenne dépliée intempestivement), Znemias 2.5 a été un échec. L'expérience a hélas peu de chance d'être tentée une troisième fois [1].

Le but à terme était de parvenir à un réseau de réflecteur capable d'éclairer pendant la nuit polaire les villes minières et portuaires du nord de la Sibérie (un projet dingue comme au bon vieux temps des soviets !). Il était même question de payer en partie ce projet par la publicité, en apposant un logo sur le réflecteur. Le projet sera peut-être repris, mis sans doute pas par les russes [1].

1.4. Généralités lanceur

1.4.1. 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 leurs 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 [2].

1.4.2. Lanceur étrangers

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 [2] :

1.4.2.1. 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 [2].

1.4.2.2. 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 [2].

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 [2].

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 [2].

Etage III : 116 tonnes, une poussée de 890 kN ou 91 tonnes, durée de combustion 360 s, un seul moteur [2].

1.4.2.3. 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 (Figure 1.5). Le 12 avril 1981, après 10 ans de travaux, la première navette Columbia est lancée [2].

Actuellement quatre navettes sont utilisées Columbia, Discovery, depuis 1984, Atlantis, arrivée en 1985, et Endeavour, qui remplace en 91 Challenger, détruite en 1986 [2].

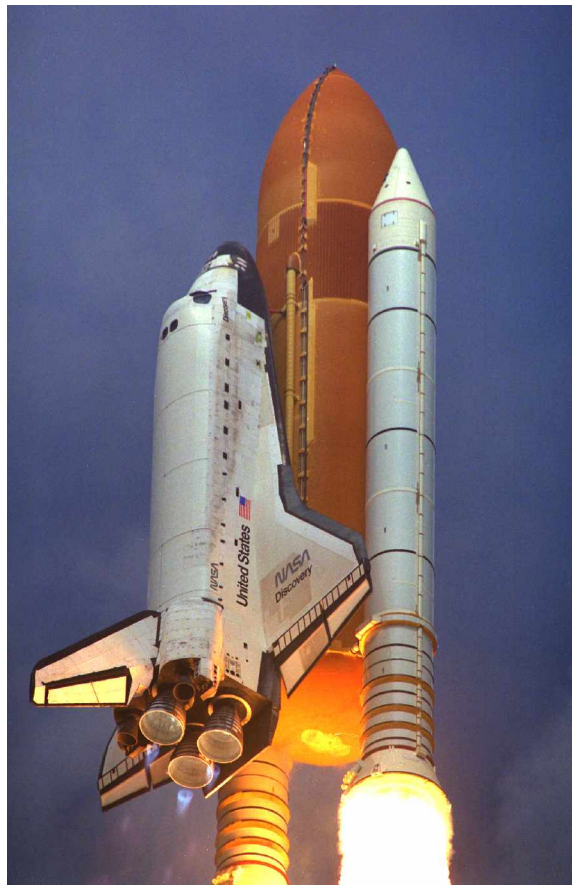


Figure 1.5 : Lanceur Shuttle [2].

1.4.2.4. Lanceurs français

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 [2]. 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) [2].

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 [2].

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 [2].

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

- q L150 avec 150 tonnes d'ergols, (UDMH (Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine) +N₂O₄ (Nitrogen Teroxide)) et une poussée sol de 241 tonnes, c'est le premier étage de la fusée Europa.
- q L30 emportant 30 tonnes des mêmes ergols que l'étage 1 et une poussée dans le vide de 70 tonnes
- q H6 avec 6 tonnes d'ergols cryogéniques (LH₂ (Hydrogène Liquide) +LO₂ (Oxygène Liquide)) 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 (Le Centre Nationale d'Etude Spatiale européenne), maître d'œuvre du lanceur, et de l'ESA (Agence Spatiale Européenne) ,fin 1973 [2,3].

La société commerciale Arianespace est créée en Mars 1980 [2].

1.4.2.4.1. Filière Ariane

a. Ariane 1

Lanceur possède 3 étages, avec 210 tonnes au décollage et une masse utile de 1800 kg en GTO [2] (Figure 1.6).

b. Ariane 2

Est une version améliorée de son prédécesseur, avec un étage 3 plus important, 220 tonnes au décollage et 2175 kg en GTO [2], (Figure 1.6).

c. 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 [2], (Figure 1.6).

d. 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) ; propulseurs d'appoint à poudre, soit à liquides (PAL) ; propulseurs d'appoint liquide ou mixte (2 PAL+2 PAP). Le lanceur se décline alors en version 40 de base, 42P (avec des propulseurs d'appoint à poudre), 42L (avec des propulseurs d'appoint liquide), 44P (avec des propulseurs d'appoint à poudre), 44 LP (avec des propulseurs d'appoint à poudre et liquide), 44L (avec des propulseurs d'appoint liquide) 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 [2], (Figure 1.6).

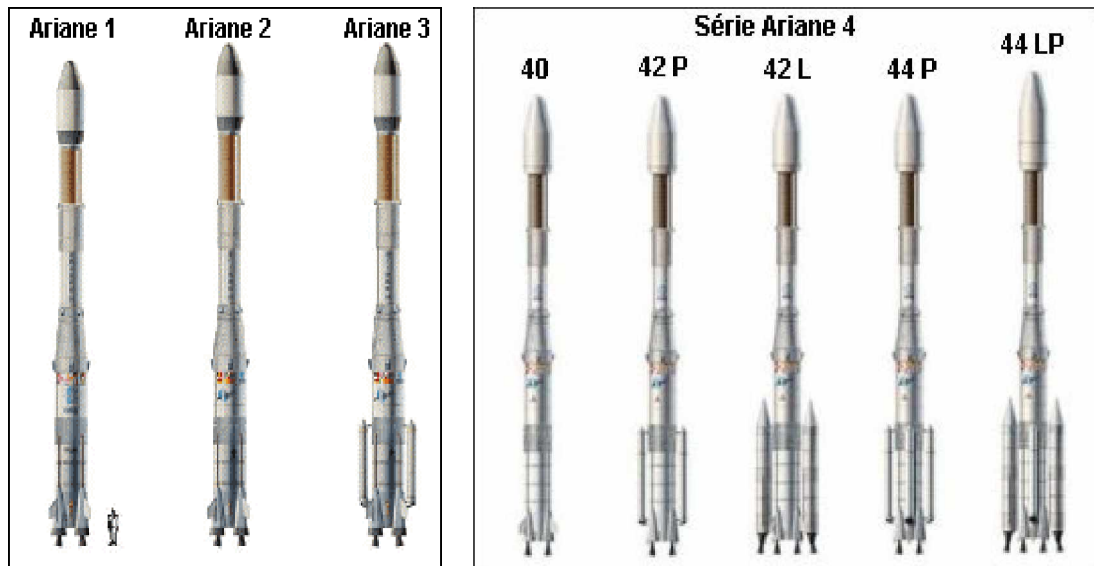


Figure 1.6 : Evolution des moteurs (Ariane) [3,2].

Tableaux 1.1 : Motorisation Ariane [3].

Ariane		Viking 5			Viking 4			HM7		
Type	Premier tir	Ver.	Poussée (kN)	Isp (s)	Ver.	Poussée (kN)	Isp (s)	Ver.	Poussée (kN)	Isp (s)
1	1979	A	2485 sol/2770 vide	247 sol / 278 vide	A	723	296	A	61.3	441
2/3	1984	B	2690 sol/2980 vide		B	785	296	B	62.8	445
4	1988	C	2710 sol/3010 vide		-	-	-	-	-	-

Notes : Ver : Version, Isp : Inspection Spécifique

1.4.2.4.2. Ariane 5

La prochaine décennie est celle qui verra les succès du lanceur Ariane 5 (Figure 1.7), en phase de mise au point, au moment où s'écrivent ces lignes. Les développements qui suivent lui sont consacrés [2,3].

1.4.2.4.2.1. 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 [2,3] ,(Figure 1.7).

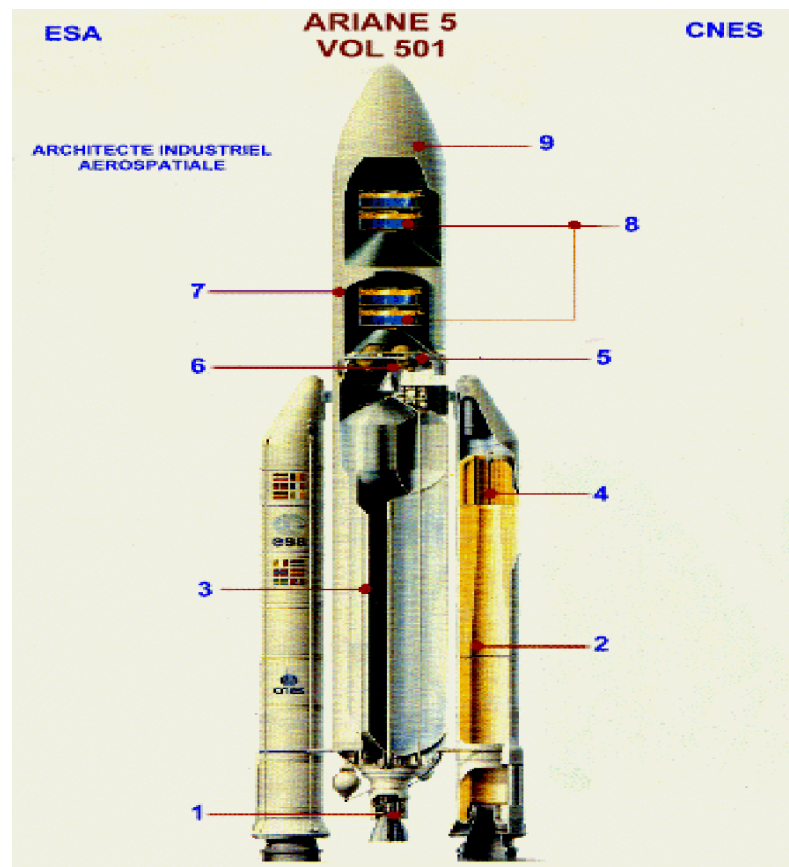


Figure 1.7 : Ariane 5 [2,3].

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 [2,3]. L'emport d'un véhicule spatial est prévu, y compris habité [2,3].

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 [2,3].

1.4.2.4.2.2. Architecture du lanceur

Le dessin est une copie d'un document aérospatiale. Nous donnons les éléments et le maître d'œuvre du composant cité (Figure 1.7).

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, [2,3], (Figure 1.7).

1. Moteur Vulcain.
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 (Oxygène Liquide) et 130 t de LH₂ (Hydrogène Liquide), fonctionnant 570 s et une poussée de 100 tonnes.
4. Moteur à propergol solide (Euro propulsion).
5. Case à équipements.
Cerveau électronique du lanceur, avec ses centrales inertielles, le système de pilotage et de guidage, les calculateurs.....
6. Etage a propergols stockables.
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.

1.4.2.4.2.3. Dénominations

Le terme générique employé pour les véhicules spatiaux destiné au lancement de charges importantes, est Lanceur (Figure 1.7), 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 [2].

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].

1.4.3. Ergols-prop ergols-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 [4].

1.4.3.1. 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 [4,2].

La possibilité de stopper l'arrivée de carburant, amène donc au concept de moteur réallumable [2].

Exemples :

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

Hydrogène - Oxygène liquides ($\text{LH}_2 + \text{LO}_2$), 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 [2].

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 [2].

Les USA avaient commencé à utiliser ces ergols sur la très puissante fusée Atlas-Centaur vecteur des sondes Voyager et Pionner, 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 [2].

Diméthylhydrazine + Peroxyde d'azote, couple utilisé pendant des décennies par de nombreux lanceurs français (Diamant, Europa, L3S, Ariane 1 à 4) [2].

1.4.3.2. 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 [2,4].

Ces moteurs sont couramment utilisés comme moteur d'apogée, servant à une circularisation d'orbite GTO [2].

Le premier lanceur Diamant possédait un étage à poudre [2].

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 [2].

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

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 [2,4].

1.4.3.3. 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 [4,2].

1.4.3.4. 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 de LH (Hydrogène Liquide) [4].

1.4.4. Missions associées

1.4.4.1. 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, [3,2], (Figure 1.8, 1.9).

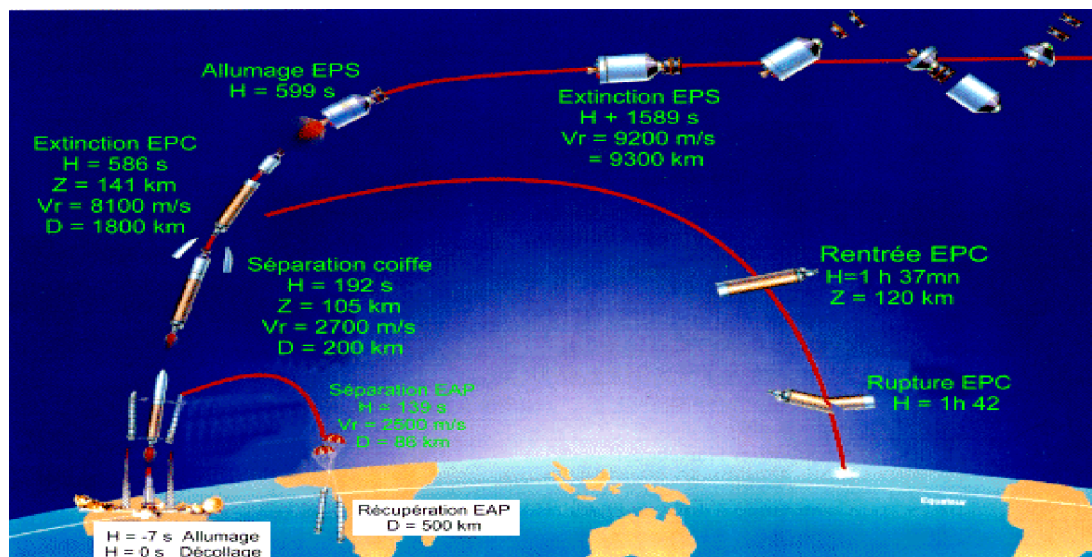


Figure 1.8 : Schéma général de la mission [3,2].

Nb : La récupération EAP à titre expérimental [2].



Figure 1.9 : La trace lanceur stations de poursuite (Kourou, Natal, Ascension, Hartebeesthoek, Malindi) [3,2].

1.4.4.2. Correction d'orbite

Lorsque la manœuvre nécessite un incrément de vitesse important, 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 "décrocher" d'une orbite circumterrestre pour une injection vers la lune ou une évaison interplanétaire.

Dans ces cas le moteur est utilisé une seule fois, deux au maximum [2].

1.4.4.3. 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 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 [2].

1.4.4.4. 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 [2].

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 [2].

1.4.4.5. "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 [2].

1.4.4.6. 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 [2].

1.4.4.7. 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 [2].

1.4.4.8. 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 [2].

CHAPITRE 2

LA PROPULSION DES LANCEURS SPATIAUX

2.1. Introduction

Le point principal de la réussite des missions spatiales sûrement la recherche sur la propulsion des fusées : pour tous les vols jusqu'à maintenant, c'est la propulsion chimique qui a permis aux lanceurs d'échapper à la gravitation terrestre. Bien que de récentes recherches aient menées à de nouveaux types de propulsions, comme les propulsions ionique, photonique, nucléaire, ou même la voile solaire, la propulsion chimique reste probablement l'unique moyen, du moins dans un avenir proche, d'envoyer des charges en orbite autour de la Terre à partir du sol. La plupart des autres types ne développent pas de poussées suffisamment élevées, les autres, comme la propulsion nucléaire, présentant de trop grands risques pour la sécurité des vols et l'environnement [5].

Les substances utilisées en propulsion chimique sont appelées propergols. Ce nom générique est d'ailleurs donné à toute substance capable de brûler seule, sans avoir besoin de l'oxygène de l'air. Cette propulsion se base sur une combustion très exothermique libérant des gaz en riche quantité, alors éjectés à grande vitesse, propulsant ainsi le corps de la fusée [5].

On peut en fait répartir les propergols en deux grands groupes, aux propriétés relativement différentes, et que nous traiterons ces deux groupes : les propergols liquides, et les propergols solides dans ce chapitre.

Nous décrirons le principe de la propulsion ainsi que les calculs théoriques affectant les caractéristiques et performances des propergols sur l'Ariane 5.

2.2. Le moteur fusée et la propulsion par réaction

2.2.1. Principe de la réaction

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 Poussée Réactive [5, 6, 4, 7], (Figure 2.1), (Figure 2.3).

Tous les cours de mécanique illustrent ce phénomène. Si le processus ne met pas en jeu des gaz, [5, 6, 4, 7] alors :

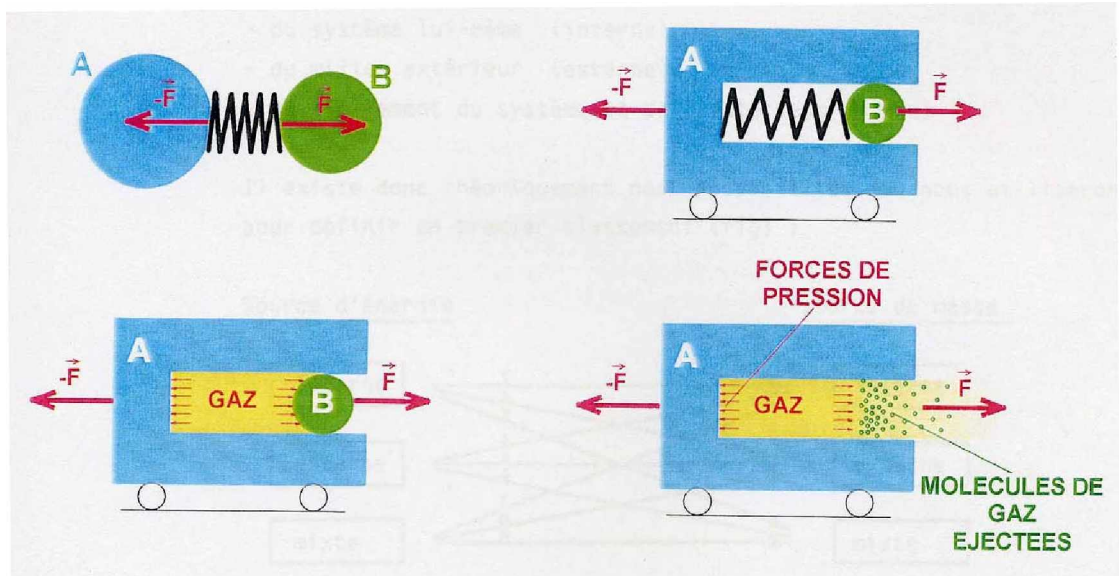


Figure 2.1 : Principe de l'Action- Réaction [6].

$$F = q.V_e \quad (2.1)$$

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 [5,6].

La poussée d'un moteur fusée chimique, se calcule par la relation [5, 6, 7,4] :

$$F = q.V_e + S_e [p_e - p_a(Z)] \quad (2.2)$$

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 (Figure 2.2).

V_e (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 (Figure 2.2) .

S_e (m²) : Section de sortie des tuyères (Figure 2.2).

P_e (Pa) : Pression des gaz au niveau de la sortie de section S_e (Figure 2.2).

$P_a(Z)$ (Pa) : Pression ambiante en atmosphère calme, à l'altitude où se trouve le lanceur.

C'est par exemple donné par une atmosphère standard (Figure 2.2).

F : La poussée en N (Newton) (Figure 2.2)

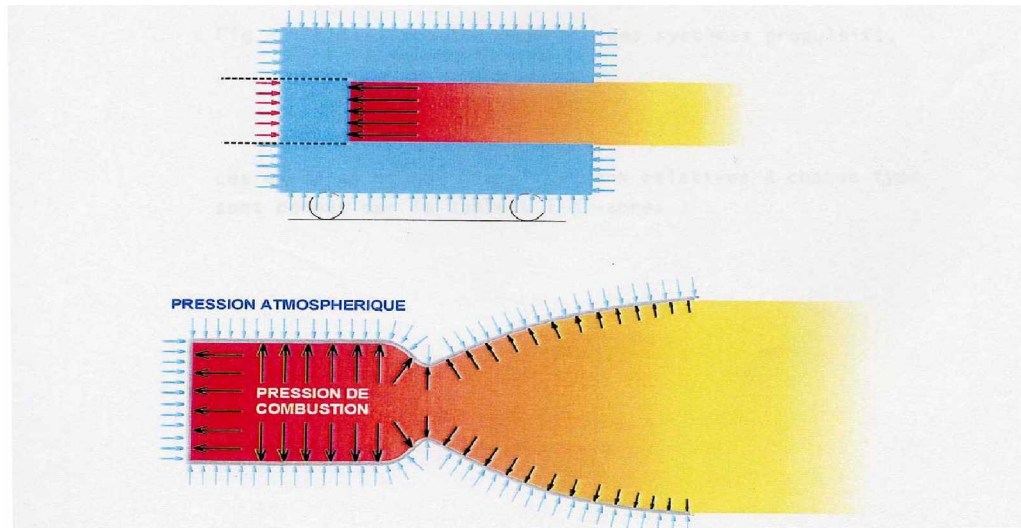


Figure 2.2 : 3^{ème} Loi de Newton Application au moteur fusée [6].

2.2.1.1. Remarques

La poussée d'un moteur fusée est donc en fonction de l'altitude.

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 % [5,6].

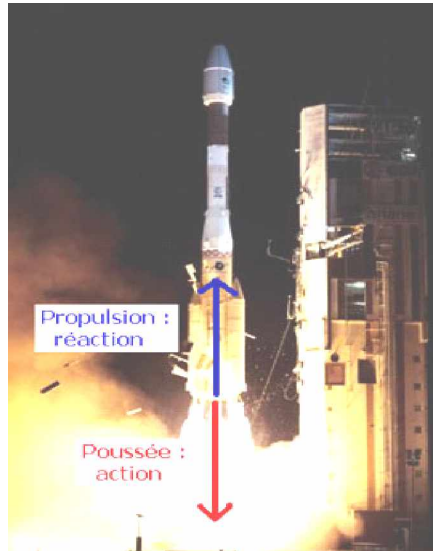


Figure 2.3 : Ariane 4 au décollage—Principe de l'action et de la réaction d'après une photo du Service optique du CSG (Centre Spatiale de Guyane) [6].

2.2.2. Impulsion spécifique

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 [2].

Une caractéristique capitale d'un moteur est la poussée produite par kg d'ergols brûlés éjectés. Ce rapport s'appelle impulsion spécifique (I_{sp}) ou poussée spécifique (P_{sp}) [2]. Nous confondrons les deux notions.

$$I_{sp} = \frac{F}{q} \quad \Leftrightarrow \quad F = q \cdot I_{sp} \quad (2.3)$$

En utilisant l'équation (2.2), on tire :

$$I_{sp} = V_e + S_e \cdot \frac{p_e - p_a(Z)}{q} \quad (2.4)$$

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

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 $F = q \cdot V_e$

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 kilogramme-force ($1 \text{ kgf} = 9.81 \text{ N}$).

L'impulsion spécifique était définie comme "le temps pendant lequel la consommation de 1 kg de propergol produit une poussée de 1 kgf, soit 9.81 N".

Cette unité, 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 [2] ;

$$F = q \cdot g_0 \cdot I_{sp} \quad (2.5)$$

NB3: En effet si $\Delta T = I_{sp}(s)$ est ce temps, le débit correspondant à une consommation de 1 kg d'ergols est $1/\Delta T$, fournissant une poussée de $1 \text{ kgf} = 9.81 \text{ N}$, donc $(1/I_{sp}(s)) \times I_{sp} \text{ (m/s)} = 9.81 \text{ N}$, ce qui fournit le résultat de conversion ci-dessous : $I_{sp} \text{ (m/s)} = 9.81 \times I_{sp}(s)$.

$$\text{Donc : } I_{sp} \text{ (m/s)} = I_{sp} \text{ (s)} \times g_0 = 9.81 \times I_{sp}(s)$$

2.2.2.1. Cas des motorisations multiples

L'observation de la motorisation des lanceurs de la famille Ariane 44, par exemple 44LP (Ariane 44 qui possède des propergols liquides et poudres), 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 (Propergol d'accélération à poudre) symétriques, poussée totale F_{PAP} , débit total q_{PAP} et impulsion spécifique $I_{sp_{PAP}}$.
- 2 PAL (Propergol d'accélération liquide) 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 [2].

$$I_{sp} = \frac{F}{q} = \frac{F_{VK} + F_{PAP} + F_{PAL}}{q_{VK} + q_{PAP} + q_{PAL}} = \frac{q_{VK} \cdot I_{sp_{VK}} + q_{PAP} \cdot I_{sp_{PAP}} + q_{PAL} \cdot I_{sp_{PAL}}}{q_{VK} + q_{PAP} + q_{PAL}} \quad (2.6)$$

De façon générale, on retiendra que l'impulsion spécifique équivalente est la moyenne pondérée par les débits, des impulsions spécifiques de tous les moteurs [2].

$$I_{sp_{eq}} = \frac{\sum F_i}{Q_{eq}} = \frac{\sum q_i I_{sp_i}}{\sum q_i} \quad (2.7)$$

2.2.2.2. Cas particulier d'un débit 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 [2].

La formule doit donc être adaptée comme suit :

$$I_{sp_{eq}} = \frac{\sum F_i}{Q_{eq}} = \frac{\sum q_i . I_{sp_i}}{q_{eau} + \sum q_i} \quad (2.8)$$

Quelques valeurs :

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

$LH_2 + LO_2$: $I_{sp} = 4200$ à 4400 m/s (H_2 Liquide et O_2 Liquide).

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

2.2.2.3. Notions attachées à un moteur ou à un étage

Dans le dessin de la figure (2.4), on distingue :

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 [2].

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 [2].

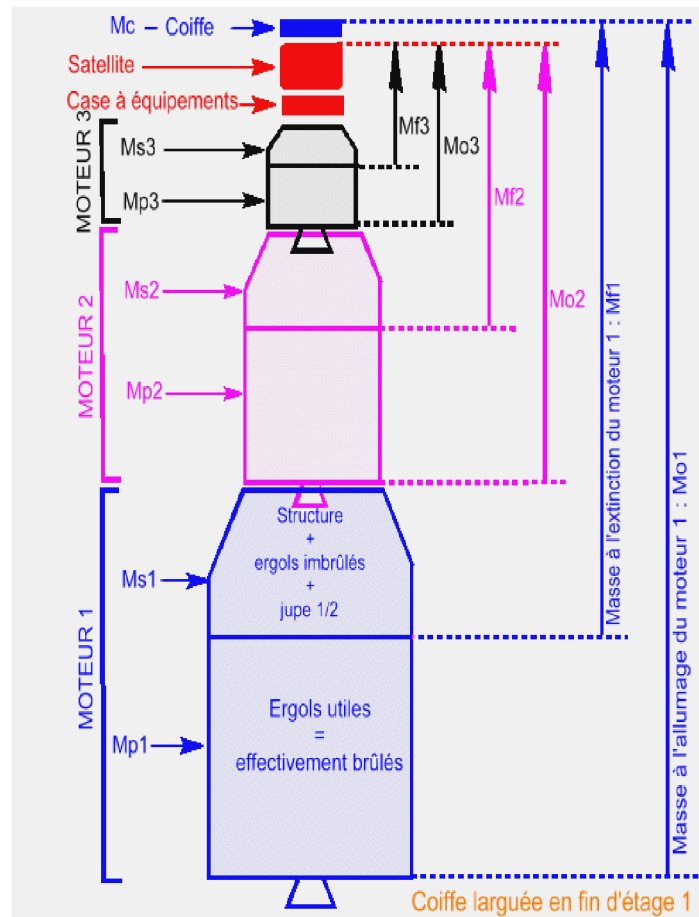


Figure 2.4 : Les étages d'un lanceur [2].

2.2.2.3.1. Indice constructif d'un moteur

On associe à un moteur une caractéristique sans dimension [2].

$$\omega_i = \frac{M_{si}}{M_{pi}} \quad (2.9)$$

Qui représente la qualité technologique de la construction du moteur. Plus l'indice est petit, meilleure est la construction et la performance du moteur [2].

Certains préfèrent une définition un peu différente avec :

$$\Omega_i = \frac{M_{si}}{M_{si} + M_{pi}} = \frac{\omega_i}{1 + \omega_i} \quad , 0 < \Omega_i < 1 \quad (2.10)$$

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 $0.05 < \omega_i < 0.15$

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 [2].

2.2.2.3.2. Rapport de masse spécialement associée à un étage

On appelle rapport de masse d'un lanceur associé à un étage i , le scalaire

$$\lambda_i = \frac{\text{Masse lanceur à l'allumage du Moteur } i}{\text{Masse lanceur à l'extinction du Moteur } i} = \frac{M_{0i}}{M_{fi}} = \frac{M_{0i}}{M_{0i} - M_{pi}} \quad (2.11)$$

$$= \frac{M_s + M_p}{M_s} = \frac{1}{\Omega_i}$$

En pratique : $1 < \lambda_i < 6$

2.2.3. Quelques problèmes liés à la poussée

2.2.3.1. Stabilité 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 [2].

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 [2], (Figure 2.5).

Il en résulte un couple autour du centre d'inertie G_r , couple qui déstabilise le lanceur. Mécaniquement, la poussée par l'arrière est déstabilisante [2].

Quelle est la parade ?

C'est de l'automatique classique [2] :

- 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.

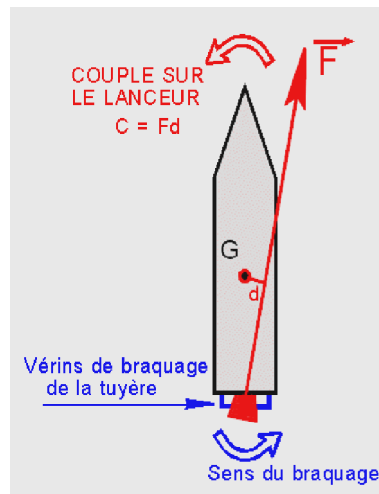


Figure 2.5 : Braquage de la tuyère [2].

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.

- lorsque on observe 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. On verra que 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 [2].

- 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, où la tuyère est solidaire de la structure contenant la poudre "moulée" [2].

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 [2].

2.2.3.2. Fusées de séparation

Lorsqu'un moteur arrive à épuisé 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 [5].

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 [5].

2.2.3.3. Fusées d'accélération

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 :

$$F = q.V_e + S_e [p_e - p_a(Z)]$$

$$\text{traînée} = R_x = \frac{1}{2} \rho.S.C_x.V^2 \quad (2.12)$$

Où : ρ (kg/m³) : est la masse volumique de l'air

S (m²) : est la surface de lanceur

C_x : Coefficient aérodynamique de traînée du lanceur

V (km/s, m/s) : la vitesse absolue de lanceur

$$M.\vec{\Gamma}_a = \vec{F} + \vec{R}_x + M\vec{g}_0 \Rightarrow \vec{\Gamma}_a = \frac{\vec{F} + \vec{R}_x}{M} + \vec{g}_0 = \vec{\Gamma}_s + \vec{g}_0 \quad (2.13)$$

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 R_x sont axiales [5].

On appelle donc accélération 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

spécifique, la seule composante de l'accélération mesurable par un instrument, lorsqu'on se trouve dans un véhicule isolé du reste de l'univers [5,2].

$$\Gamma_s = \frac{F - R_x}{M} \quad (2.14)$$

Si on observe la courbe de l'accélération statique d'un lanceur, on constate 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 fusées d'accélération, 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 au fond de réservoir [5,2].

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, on ne trouve pas de fusée d'accélération sur un premier étage, ni sur un étage complet à poudre [5,2].

2.2.3.4. Accélération lanceur

Prenons un étage de lanceur fonctionnant dans le vide, avec une poussée axiale, constante, notée F [2].

- Γ_0 est l'accélération initiale, à l'allumage, s'exerçant sur une masse M_0 .
- Γ_f est l'accélération finale, en fin de combustion du moteur et avant largage, s'exerçant sur une masse M_f .

On a :

$$F = M_0 \Gamma_0 = M_f \Gamma_f \Rightarrow \frac{\Gamma_f}{\Gamma_0} = \frac{M_0}{M_f} = \lambda \quad (2.15)$$

On constate que Γ 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 [5,2].

2.2.3.5. Calage des PAP ou PAL

On regardons attentivement un lanceur Ariane 44LP par exemple, nous serons 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 ?

Le 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 centrer.

Donc il faut faire converger les axes de poussée des PAP vers le centre d'inertie du lanceur, au moment de l'arrêt probable des PAP, la même chose pour les PAL [2], (Figure 2.6).

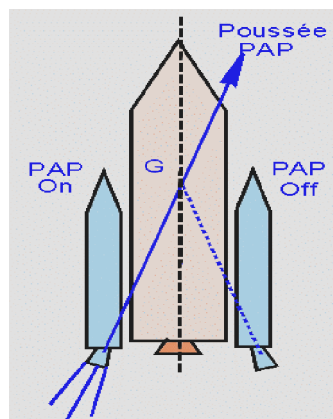


Figure 2.6 : Calage des PAP [2].

2.3. Les systèmes de propulsion de Ariane 5

2.3.1. Introduction

Avant de pouvoir envisager l'étude de la trajectoire qu'adopteront les fusées, il est nécessaire de connaître toutes les caractéristiques des différents moteurs qui permettent de donner de la vitesse et de l'altitude aux satellites. Nous tâcherons donc de répondre dans cette partie à la question suivante [8] :

Comment caractériser un système propulsif à propergols ?

2.3.2. EPC : Étage Principal Cryogénique

Le premier étage, à propergols liquide présente l'immense avantage de permettre le contrôle de la vitesse d'éjection des gaz, et donc de pouvoir adapter la vitesse de la fusée contrairement aux moteurs à propergols solides. De plus, on peut le couper à tout moment ce qui peut être utile en cas de défaillance au décollage par exemple. Sur ARIANE 5, le moteur VULCAIN est actuellement utilisé sur l'EPC. Courant 2002, VULCAIN 2 - évolution du VULCAIN - sera testé sur ARIANE 5 dans l'optique d'une commercialisation future [8], (Figure 2.7).



Figure 2.7 : Le moteur Vulcain, CSG [3].

2.3.2.1. Constitution et principe de fonctionnement

On ne peut se permettre de s'étendre sur ces aspects, mais il est nécessaire de connaître le principe de fonctionnement du moteur VULCAIN, ainsi que la constitution de l'EPC avant d'attaquer l'étude [8], (Figure 2.8).

Les images parlent d'elles-mêmes.

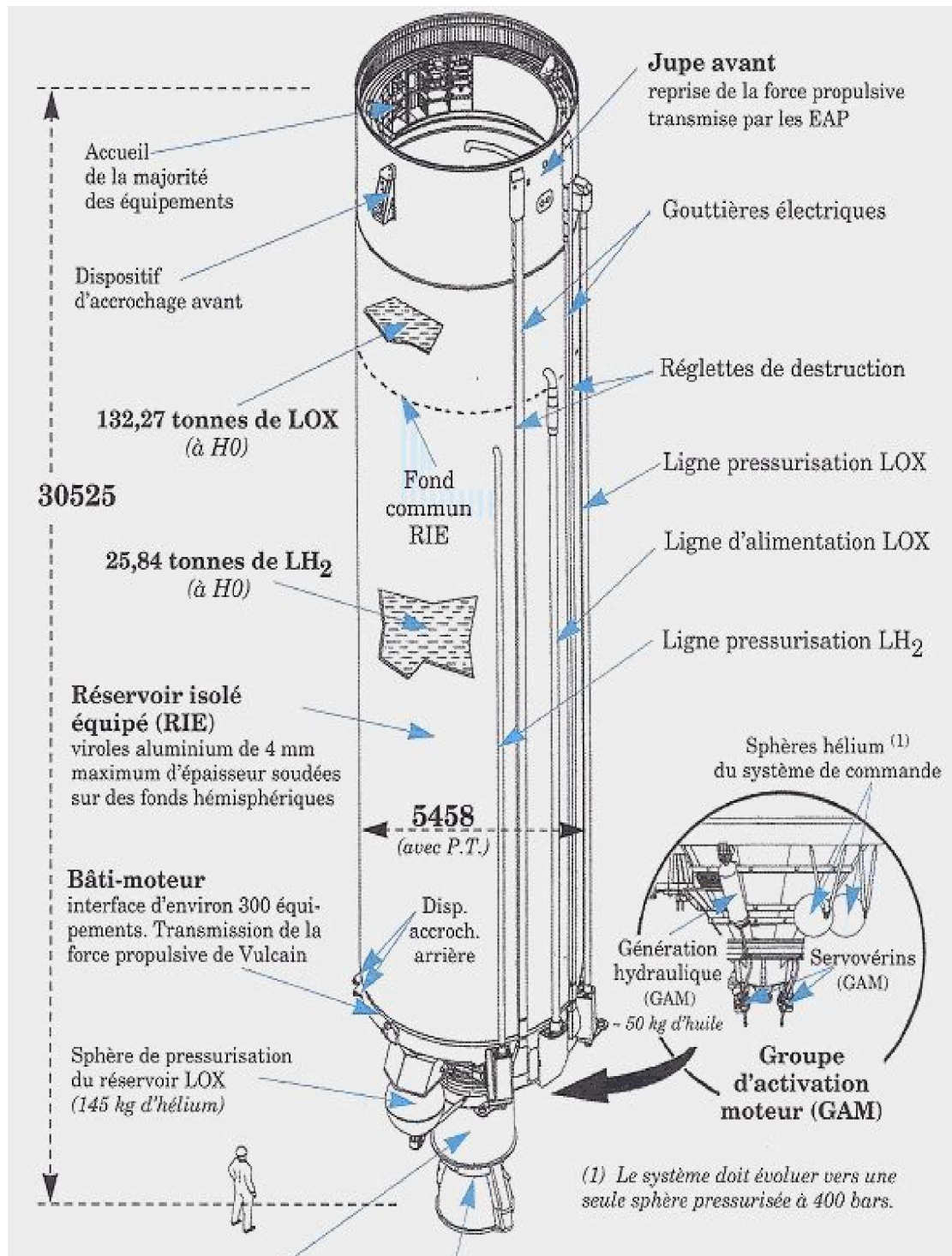


Figure 2.8 : Schéma technique de l'EPC (l'Etage Principal Cryotechnique) [3].

a. Le moteur vulcain

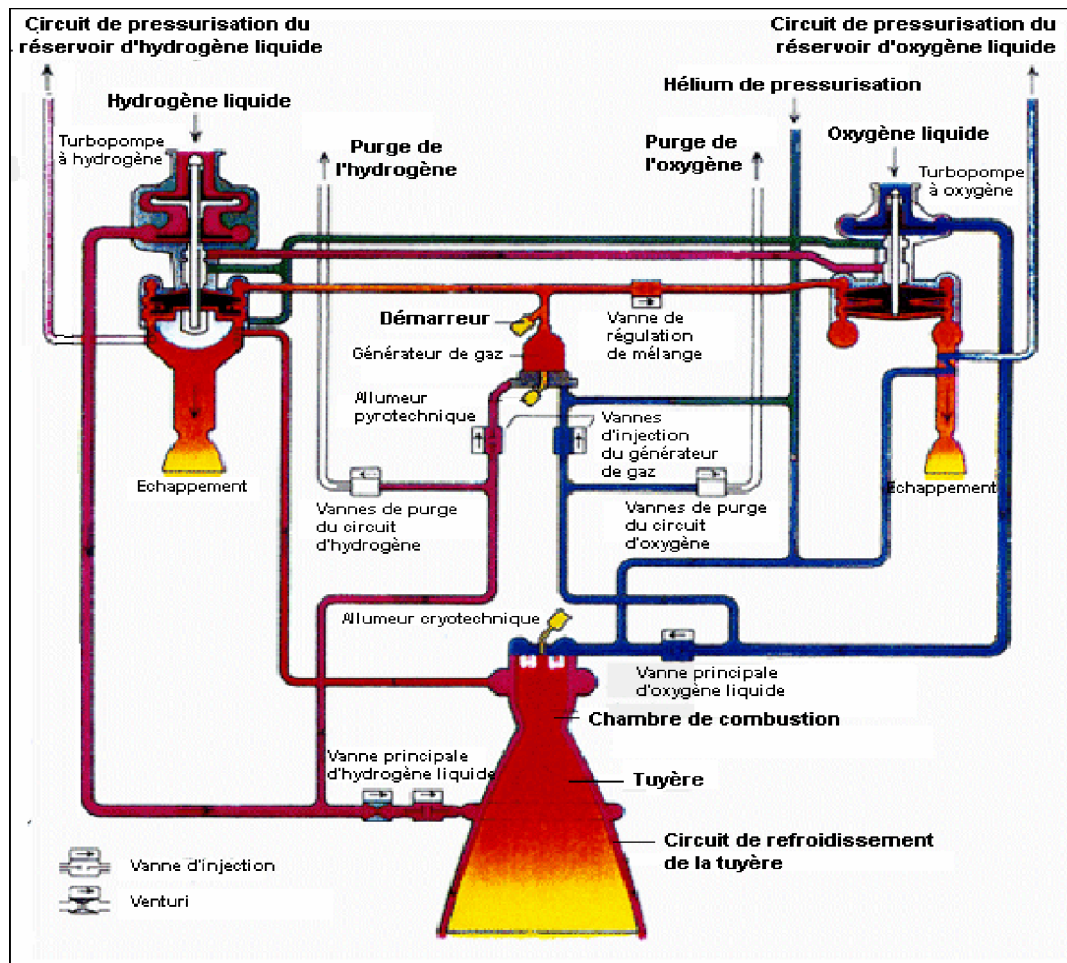
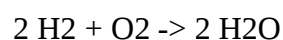


Figure 2.9 : Fonctionnement du moteur Vulcain [8].

Ce moteur développé par la Snecma fournit une poussée d'environ 115 tonnes (1125kN), fonctionne pendant près de 583 secondes, et atteint une fiabilité record de 99.46% [8].

La puissance dégagée équivaut à celle d'une centrale atomique et l'impulsion spécifique est de 431 secondes. Pour réaliser de telles performances, le moteur utilise le couple cryotechnique LH₂/LO₂ [8], (Figure 2.9).

Ce sont donc 25.840 tonnes d'oxygène et 132.370 tonnes d'hydrogène qui sont combinés, selon la réaction suivante (doit être amorcée) [8] :



Il s'agit ainsi d'un "moteur à eau" puisque qu'il dégage de la vapeur d'eau brûlante. De l'hydrogène est également rejeté, car il est introduit en excès (contrôle la température de combustion et rend les gaz réducteurs pour protéger la turbine) [8].

Les deux ergols doivent être conservés à basse température : l'oxygène à -183°C et l'hydrogène à -253°C . Pour les injecter dans la chambre de combustion, d'énormes turbopompes sont nécessaires. Elles sont animées par une micro chambre de combustion qui consomme 3% du carburant, suivant un cycle dérivé (les gaz sont éjectés à part) [8].

La plus puissante des pompes (hydrogène) dégage l'équivalent de l'énergie utilisée par deux rames de TGV (11900kW, et 3700kw pour la plus modeste), et tourne à 33200 tours/minutes (13000 tours/minutes pour la pompe à oxygène). Le débit total des ergols est de 271 kg/s [8].

2.3.2.2. Equation bilan et proportions stoechiométriques

Tout d'abord, voici un tableau donnant certaines caractéristiques de comburants et combustibles [8] :

Tableau 2.1 : Propriétés des principaux propergols liquides [8]

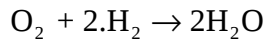
Nom	formule chimique	masse molaire	densité	point de fusion	point d'ébullition A P =1atm
Oxygène liquide	O ₂	32	1,141	-218,8	-183
Tetroxyde d'azote	N ₂ O ₄	92,01	1,45	-9,3	21,15
Acide nitrique	HNO ₃	63,01	1,55	-41,6	83
Hydrogène liquide	H ₂	2,016	0,071	-259,3	-252,9
Hydrazine	N ₂ H ₄	32,05	1,004	1,4	113,5
Méthylhydrazine	CH ₃ NHNH ₂	46,07	0,866	-52,4	87,5
Diméthylhydrazine	(CH ₃) ₂ NNH ₂	60,1	0,791	-58	63,9
Dodécane	C ₁₂ H ₂₆	170,34	0,749	-9,6	216,3

Sur ARIANE 5, les propergols utilisés sont le dioxygène et le dihydrogène. Ce couple est très utilisé dans les lanceurs d'aujourd'hui. Il est très performant du fait de la faible masse des ergols comparé à la très forte énergie dégagée par la réaction. De plus, le couple O₂/H₂ ne pollue pas : il ne produit que de l'eau en grande quantité. Néanmoins, il nécessite de grosse infrastructures pour pouvoir être utilisé (l'oxygène liquide est conservé à une température de -183°C) et reste dangereux à manipuler du fait du caractère très explosif du dihydrogène [8].

Dans la chambre de combustion arrive donc du dioxygène O_2 , le comburant (oxydant) et le combustible, le dihydrogène H_2 (réducteur) [8].

2.3.2.2.1. Equation bilan de la réduction

On a donc dans la chambre de combustion la réaction d'oxydoréduction fortement exothermique (combustion) suivante [8] :



D'après les données d'ARIANESPACE, ARIANE 5 embarque à son bord 25,840. 10^3 kg de dihydrogène liquide conservé à une température de $-253^\circ C$ et $132,270.10^3$ kg de dioxygène liquide à $-183^\circ C$ [8].

Calculons donc le nombre de moles mises en jeu dans ce cas pour se donner une idée du réactif qui est introduit en excès. On a :

$$\begin{aligned} n(O_2) &= \frac{m(O_2)}{M(O_2)} & (2.16) \\ &= \frac{132,270.10^6}{16+16} \\ &\approx 4,13.10^6 \text{ mol} \end{aligned}$$

Et aussi :

$$\begin{aligned} n(H_2) &= \frac{m(H_2)}{M(H_2)} & (2.17) \\ &= \frac{25,840.10^6}{1+1} \\ &= 12,92.10^6 \text{ mol} \end{aligned}$$

D'après l'équation bilan, en conditions stoechiométriques, on a :

$$n(H_2) = 2.n(O_2) \quad (2.18)$$

Or on a

$$\begin{cases} n(H_2) = 12,92.10^6 \\ 2.n(O_2) \approx 2 \times 4,13.10^6 \approx 8,26.10^6 \end{cases}$$

Comme $n(H_2) > 2.n(O_2)$,

On en déduit que O_2 est le réactif limitant. On a :

$$\begin{aligned} n(H_2)_{\text{excés}} &= n(H_2) - 2.n(O_2) & (2.19) \\ &\approx 12,92.10^6 - 8,26.10^6 \\ &\approx 4,66.10^6 \text{ mol} \end{aligned}$$

Remarque que :

$$\% n(H_2)_{\text{excès}} \approx \frac{100 \times 4,64 \cdot 10^6}{12,92 \cdot 10^6} \approx 36\% \quad (2.20)$$

Environ un tiers de H_2 est donc introduit en excès ; ceci principalement pour une raison : Il permet de contrôler la température de la tuyère par le système du « dump cooling ». Ce procédé consiste à faire passer du dihydrogène à très faible température dans les 456 tuyaux disposés sous forme hélicoïdale à la fabrication autour de la tuyère afin de lui éviter un échauffement trop important lié à la très forte température de la combustion [8].

On choisit d'utiliser du dihydrogène et non du dioxygène pour refroidir car sa masse volumique est bien plus faible ; on économisera ainsi du carburant [8].

2.3.2.2.2. Analyse énergétique de la réaction

Déterminons maintenant l'énergie que libère la combustion complète d'une mole de comburant O_2 .

Soit E l'énergie de réaction pour une mole de O_2 On a :

Deux liaisons H-H ainsi qu'une liaison O=O sont rompues, alors que quatre liaisons O-H sont formées :

En prenant $D_{O-H} = 460 \text{ kJ/mol}$, $D_{O=O} = 494 \text{ kJ/mol}$ et $D_{H-H} = 432 \text{ kJ/mol}$ [8,14],

D'où l'énergie libérée :

$$\begin{aligned} E &= D_{O=O} + 2 \cdot D_{H-H} - 4 \cdot D_{H-O} \\ &= 494 + 2 \times 432 - 4 \times 460 \\ &= -482 \text{ kJ} \end{aligned} \quad (2.21)$$

On confirme bien que cette réaction est une réaction fortement exothermique [8,14].

Et donc la combustion complète de tout le dioxygène délivrera l'énergie E_R telle que :

$$\begin{aligned} E_R &= E \times n(O_2) \\ &\approx 482 \cdot 10^3 \times 4,13 \cdot 10^6 \\ &\approx 1,99 \cdot 10^{12} \text{ J} \end{aligned} \quad (2.22)$$

2.3.2.2.3. Bilan énergétique et vitesse d'éjection des gaz

Soit E_c l'énergie cinétique des gaz en joule, V_e la vitesse d'éjection des gaz en m/s, m la masse des gaz rejetés en kg [8], On a :

$$\begin{aligned}
 E_c &= \frac{1}{2} \cdot m \cdot V_e^2 & (2.23) \\
 \Leftrightarrow V_e^2 &= \frac{2 \cdot E_c}{m} \\
 \Leftrightarrow V_e &= \sqrt{\frac{2 \cdot E_c}{m}}
 \end{aligned}$$

L'énergie de chaleur latente de vaporisation des propergols est négligeable vis à vis de l'énorme quantité d'énergie liée à la combustion [8].

Si on suppose la fusée à l'arrêt, et maintenue immobile (test de réacteur en laboratoire par exemple) dans un référentiel Galiléen, si on suppose la tuyère parfaite (aucunes pertes d'énergie dues à sa forme, au frottements des gaz contre sa paroi, ...), et si on néglige le poids, c'est-à-dire en supposant que l'intégralité de l'énergie libérée par la réaction soit convertie en énergie cinétique [8], on a d'après le principe de conservation de l'énergie :

$$E_c = E_R \quad (2.24)$$

De plus, en supposant que tout le carburant est éjecté de la fusée, comme on a conservation de masse entre les produits et les réactifs, on a :

$$m_{\text{réactifs}} = m_{\text{produits}} \Leftrightarrow m = m(O_2) + m(H_2) \quad (2.25)$$

Ceci entraîne :

$$\begin{aligned}
 V_e &= \sqrt{\frac{2 \cdot (E_R)}{(m(O_2) + m(H_2))}} & (2.26) \\
 &\approx \sqrt{\frac{2 \cdot (1,99 \cdot 10^{12})}{(132,27 \cdot 10^3 + 25,84 \cdot 10^3)}} \\
 &\approx 5017 \text{ m.s}^{-1}
 \end{aligned}$$

En réalité, les ingénieurs de la Snecma ont mesuré une vitesse d'éjection des gaz d'environ 4225 m/s [8], Notre modèle théorique s'éloigne donc un peu de la réalité, mais reste valable. En effet on a un écart relatif avec les mesures de :

$$\frac{(5017 - 4225) \cdot 100}{4225} \approx 18,7\%$$

2.3.2.2.4. Formule de la force propulsive

En partant de la forme générale du Principe Fondamentale de la dynamique (PFD), on a :

$$\sum \overrightarrow{forces} = \frac{d}{dt}(m \cdot \vec{v}) \quad (2.27)$$

On utilise la relation de la dérivée d'un produit :

$$(u.v)' = u'.v + u.v'$$

On a ici :

$$\sum \overrightarrow{forces} = \vec{v} \frac{dm}{dt} + m \cdot \frac{d\vec{v}}{dt}$$

Donc :

$$m \cdot \frac{d\vec{v}}{dt} = \sum \overrightarrow{force} - \vec{v} \cdot \frac{dm}{dt}$$

Et comme

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{\Gamma}_a \quad \text{et} \quad \frac{dm}{dt} = q$$

On obtient finalement :

$$m \cdot \vec{\Gamma}_a = \sum \overrightarrow{forces} - \vec{V}_e \cdot q \quad (2.28)$$

On caractérisera donc la force propulsive F en N aussi appelée poussée en fonction de q, le débit massique des gaz éjectés en kg/s, et V_e la vitesse d'éjection des gaz en m/s [8] :

$$F = q \cdot V_e$$

Les turbopompes qui amènent les propergols vers le moteur VULCAIN d'ARIANE 5 admettent un débit maximum de $q = 271 \text{ kg/s}$ [8]. On a donc alors une poussée F liée au moteur VULCAIN telle que :

$$\begin{aligned} F &= q \cdot V_e \\ &\approx 271 \cdot 5017 \\ &\approx 1,360 \cdot 10^6 \text{ N} \end{aligned}$$

Au décollage, on a le poids P en N avec $M = 745 \cdot 10^3 \text{ kg}$ la masse de la fusée au décollage tel que :

$$\begin{aligned} p &= M \cdot g \\ &\approx 745 \cdot 10^3 \times 9,80 \\ &\approx 7,30 \cdot 10^6 \text{ N} \end{aligned} \quad (2.29)$$

On a $F < p$ Comme le poids est supérieur à la poussée que peut fournir le moteur VULCAIN, on en déduit que la fusée ne peut pas décoller sans l'aide des deux boosters

qui, nous le verrons, fournissent une poussée d'environ 10^7 N au décollage. L'EAP est donc absolument nécessaire au décollage de la fusée ARIANE 5 [8].

Impulsion spécifique d'un couple comburant/combustible Afin de mieux visualiser les performances des différents couples utilisés pour la propulsion des fusées, on introduit l'impulsion spécifique [8].

$$I_{sp} = \frac{F}{q \cdot g_0} = \frac{V_e}{g_0}$$

Pour le moteur VULCAIN, on a donc théoriquement :

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_0} \\ \approx \frac{5017}{9,8} \approx 512 \text{ s}$$

L'utilisation de dioxygène et de dihydrogène présente de gros avantages : une masse volumique faible pour une impulsion spécifique élevée.

Pression en sortie de tuyère; la poussée donnée par le moteur VULCAIN qui est $F=1,360.10^6$ N.

Ainsi que la formule suivante avec F la force appliquée (ici, la force propulsive) en N; P_e la pression en Pascal, et S_e la surface projetée sur laquelle s'exerce la pression en m^2 [8] :

$$F = P_e \cdot S_e = q \cdot V_e + S_e [p_e - p_a(Z)] \quad (2.30)$$

On supposera ici que la tuyère est un modèle parfait, à savoir qu'elle n'entretient aucun frottement ; il n'y a aucune perte. On va appliquer cette formule à la tuyère pour connaître la pression de sortie théorique [8].

Avec un diamètre d de la tuyère de 1,76 m, on a :

$$S_e = \pi \left(\frac{d}{2} \right)^2 \\ S_e = \pi \cdot 0,7744 \\ S_e = 2,43285 m^2 \quad (2.31)$$

On aura donc :

$$P_e = \frac{F}{S} \\ P_e = \frac{1,360 \cdot 10^6}{2,43285} \\ P_e = 559015 \text{ Pa}$$

Avec $1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa}$, on trouve $P_e = 5,59 \text{ bar}$

2.3.2.2.5. Etude avec les données constructeurs

On peut aborder le problème de la détermination des caractéristique de l'EPC différemment, à savoir trouver à partir des données de la Snecma les caractéristiques qui nous manquent. On se donnera ainsi une idée beaucoup plus précise de la réalité.

Le constructeur nous donne [8] :

Tableau 2.2 : Caractéristiques techniques de EPC [8]

Impulsion spécifique	$I_{\text{SPEPC}} = 431,2 \text{ s}$
Débit massique des gaz	$q_{\text{EPC}} = 271 \text{ kg/s}$
Masse des propergols	$M_{\text{PEPC}} = 158,11 \cdot 10^3 \text{ kg}$

On a:

$$\begin{aligned}
 F_{\text{EPC}} &= I_{\text{SPEPC}} \cdot q_{\text{EPC}} \cdot g_0 \\
 &\approx 431,2 \cdot 271 \cdot 9,8 \\
 &\approx 1145 \cdot 10^3 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Et :

$$\begin{aligned}
 V_{\text{EPC}} &= I_{\text{SPEPC}} \cdot g_0 \\
 &\approx 431,2 \times 9,8 \\
 &\approx 4226 \text{ m/s}
 \end{aligned}$$

Le temps maximum de fonctionnement sera aussi de :

$$\begin{aligned}
 t_{\text{foncEPC}} &= \frac{M_{\text{PEPC}}}{q_{\text{EPC}}} \\
 &\approx \frac{158,11 \cdot 10^3}{271} \\
 &\approx 583 \text{ s}
 \end{aligned} \tag{2.32}$$

2.3.2.3. Séparation des étages

Au cours de son vol, la fusée est amenée à se séparer de ses étages les uns après les autres et ce dans un soucis de légèreté. En effet, après la combustion complète des propergols d'un étage, il est inutile de l'emmener plus loin ; mieux vaut alors s'en séparer afin de réaliser des économies en carburant [8].

Le premier étage (EPC) a la plus forte masse, car c'est lui qui assure le décollage (avec l'aide des EAP) et le déplacement du second étage (EPS) et (des) satellite(s) [8].

La liaison entre l'EPC et l'EPS doit donc être très solide pour supporter la violence du décollage, mais on ne pourrait pas accepter le moindre décalage du haut de la fusée par rapport au bas. Néanmoins lorsque arrive le moment de se séparer de l'EPC, la liaison doit alors se casser presque immédiatement : la rupture entre les deux étages doit être quasi immédiate [8].

Afin de satisfaire ces deux exigences apparemment contradictoires, les ingénieurs Aéronautiques ont développés les « boulons explosifs » [8].

Dans la paroi de la fusée sont réalisés des trous dans lesquels on place une étoupille de mise à feu électrique que l'on relie au système de commande. Elle permettra de mettre feu à la poudre que l'on place par dessus. Enfin, on place une pièce cylindrique avec un trou taraudée en son centre.

La pièce mobile est très fortement coincée dans la fusée en jouant sur sa rétractation, on la choisit d'un diamètre légèrement supérieur à celui de l'alésage de la paroi de la fusée, et on la refroidit fortement avec de l'azote liquide. A cause de cette baisse de température, la pièce se rétracte. On peut alors la placer aisément à son emplacement et tasser ainsi la poudre sans aucun danger (c'est à cause du danger d'explosion de la poudre que l'on ne peut pas utiliser un serrage par presse par exemple). En retrouvant une température normale, la pièce mobile tend à retrouver sa taille normale et se retrouve ainsi très fortement bloquée dans l'alésage de la fusée. Seule l'explosion de la poudre peut dès lors l'éjecter. Plusieurs « boulons explosifs » maintiennent ainsi une sorte de ceinture métallique qui bloque le second étage sur le premier [8], (Figure 2.10).

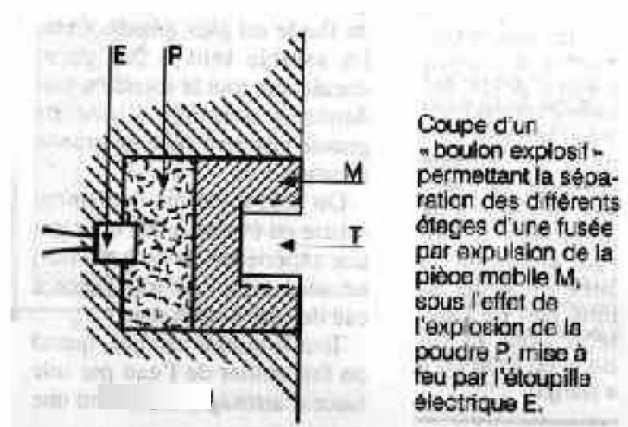


Figure 2.10 : Coupe d'un boulon explosif [8].

2.3.3. EAP : Etage d'Accélération à Poudre

L'EAP (Etage d'Accélération à Poudre) se compose de deux moteurs à propergols solides (MPS), appelés aussi « boosters » qui permettent avant tout d'assurer le décollage de la fusée. Ces moteurs présentent l'avantage considérable de pouvoir pivoter sur un angle allant jusqu'à $7,3^\circ$ et ainsi de permettre à la fusée de changer de trajectoire [8], (Figure 2.11).



Figure 2.11 : Eclaté d'un EAP (CNES) [3].

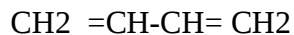
2.3.3.1. Constitution

2.3.3.2. Le propergol

Le moteur à propergols solides est en fait un propulseur à poudre qui se compose d'ergol en poudre disposé sur des parois, à l'intérieur d'un cylindre [8].

Un MPS (Moteur à propergol solide) d'ARIANE 5 a une masse de 267 t dont 237,7 t de propergol, ce qui représente donc plus de 88 % de combustible dans chaque booster. Il possède une hauteur de 27 m pour un diamètre de 3 m ce qui en fait la plus grosse pièce en carbone au monde ! On peut constater que le propergol de chaque MPS est divisé en trois segments chargés en propergol composite PBHT (Polymère de butadiène) qui possèdent chacun une forme différente (composé de 68% de perchlorate d'ammonium CLO-4, 18%

d'aluminium et 14% de liant polybutadiène PBHT. Le polybutadiène est un polymère du butadiène, un hydrocarbure de formule [8].



Ici, il est sous forme de « liant », un additif qui permet l'accroissement de l'interaction entre les molécules du mélange). Le segment supérieur d'ARIANE 5, le plus petit, se compose de 22,5 t de poudres et il est de forme étoilée. Les deux autres sont plus gros et sont formés de 107,6 t et 106,5 t de poudres [8].

2.3.3.3. La tuyère



Figure 2.12 : Tuyère de propergols solides [3].

La tuyère d'ARIANE 5 est constituée de trente pièces, L'orientation de la tuyère s'effectue grâce à deux servo vérins d'une force de 35 t chacun agissant sur le carter de chaque tuyère des boosters. La tuyère d'ARIANE 5 est la plus grande d'Europe, à comparer avec la plus grande jamais faite jusqu'alors, celle-ci possède une masse dix fois plus importante [8], Figure (2.12).

2.3.3.4. Fonctionnement

La combustion a lieu à l'intérieur du cylindre. Elle est provoquée par un système d'allumage, puis l'ergol se met à brûler progressivement, les gaz sont ensuite éjectés par l'arrière et canalisés par la tuyère. Suivant la coupe de l'ergol, la combustion sera plus ou

moins importante et la propulsion plus ou moins forte. On peut distinguer différentes sortes de coupe qui agissent sur la poussée en fonction du temps.

Ainsi, l'ergol contenu dans ARIANE 5 est en étoile pour le premier segment ce qui nous assure un temps de combustion de 15 s [8], (Figure 2.13).

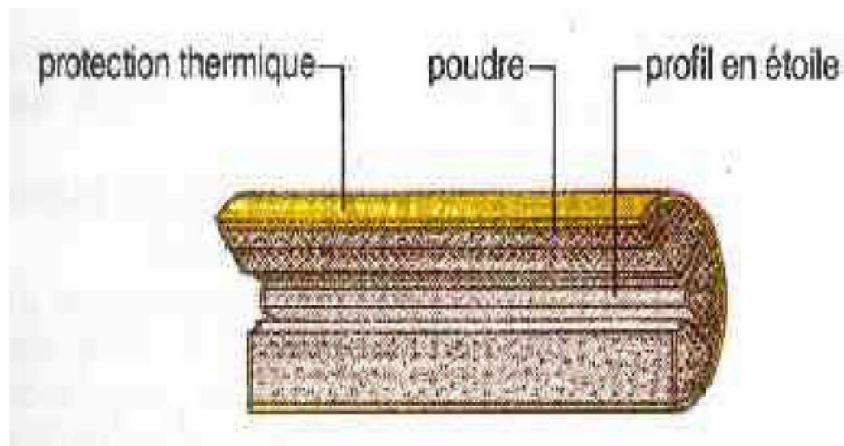


Figure 2.13 : Segment en étoile de MPS (Moteur à propergols solide) [8].

La combustion pour le segment en étoile se fait de cette façon :

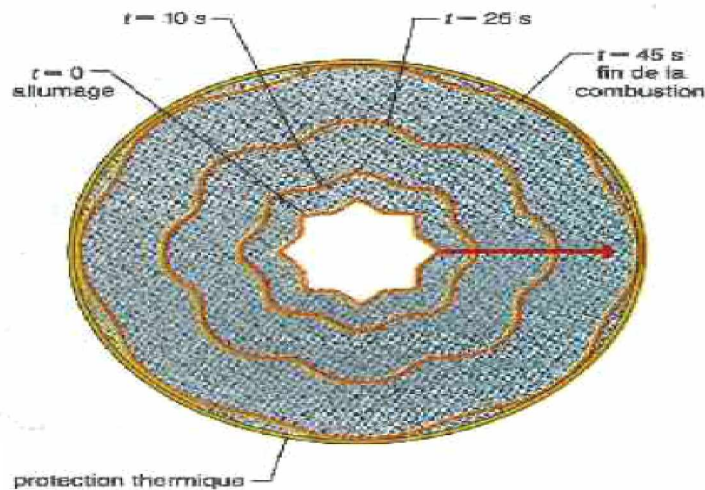


Figure 2.14 : Déroulement de la combustion dans le segment en étoile [8].

La combustion part du centre pour, progressivement brûler l'ergol au bord de l'EAP (Figure 2.14).

Le deuxième segment est de forme étoilée au début puis progressivement devient de forme cylindrique, ce qui permet de changer de forme sans avoir de coupure nette dans la combustion et risquer de tout stopper, [8], (Figure 2.15).

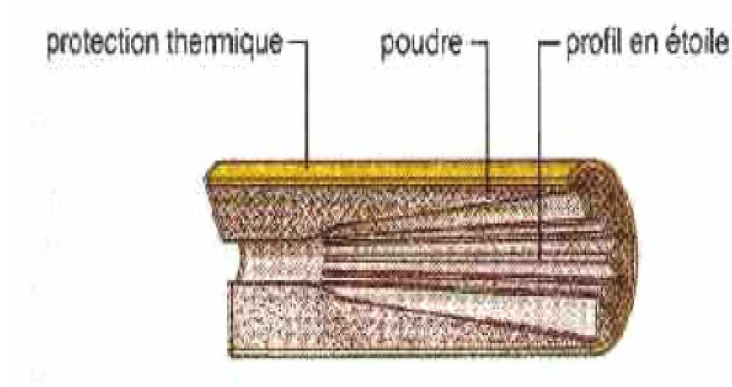


Figure 2.15 : Segment de forme étoilée au début puis devient cylindrique de MPS (Moteur à propergols solide) [8].

Ainsi, on a la même combustion que pour le segment en étoile au début puis on obtient ensuite une combustion de cette forme [8], (Figure 2.16) :

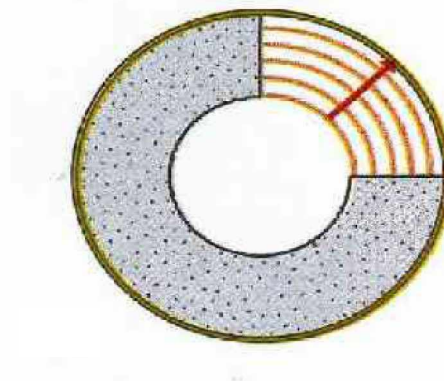


Figure 2.16 : Déroulement de la combustion dans le segment de forme étoilée au début puis devient cylindrique [8].

Tout comme pour le segment en étoile, la combustion part du centre pour finir sur le bord de l'EAP protégé par une protection thermique [8], (Figure 2.16).

Enfin, le troisième bloc est de forme cylindrique uniquement [8], (Figure 2.17) :

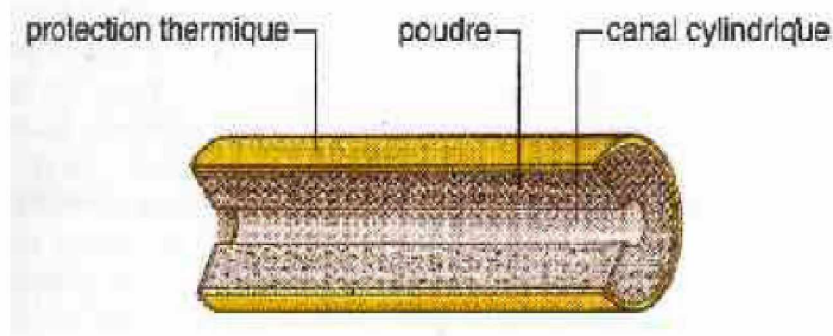


Figure 2.17 : Segment de forme cylindrique uniquement de MPS (Moteur à propergols solide) [8].

La combustion est la même que pour la partie cylindrique du deuxième segment.

La tuyère durant le trajet, est soumise à un flux de gaz d'environ 2 t/s. Ces gaz sont produits par la combustion des 237,7 t de propergol contenues dans les cylindres. La tuyère subit donc des réactions thermiques et mécaniques très importantes [8].

Le propulseur possède un temps de fonctionnement de 129 s et est largué à 56 km d'altitude, à ce moment, la fusée atteint environ Mach de 6,5, soit une vitesse d'environ 2145 m/s ou encore de 7722 km/h (les EAP ne sont pas la seule cause de cette vitesse) [8].

Afin de pouvoir étudier les capacités de l'EAP, nous supposons que la combustion du propergol est constante c'est-à-dire que la masse d'ergol consommée est constante au cours du temps [8].

A raison d'une impulsion spécifique de 275 s, nous avons vu que :

$$I_{SP} = \frac{V_e}{g_0}$$

D'où, on peut calculer la vitesse d'éjection des gaz qui est :

$$\begin{aligned} V_e &= I_{SP} \cdot g_0 \\ &\approx 9,81.275 \\ &\approx 2697,75 \text{ m.s}^{-1} \end{aligned}$$

On peut constater que la vitesse d'éjection des gaz est presque la moitié de celle engendrée par le moteur VULCAIN [5].

Nous savons qu'il y a $237,7 \cdot 10^3$ kg de propergol par booster. Or le temps de combustion du propergol est de 129 s. On a donc :

$$\begin{aligned} q &= \frac{237,7 \cdot 10^3}{129} \\ &\approx 1842 \text{ kg.s}^{-1} \end{aligned}$$

On peut donc trouver la poussée total de chaque booster qui est de :

$$F = q \times V_e$$

$$F \approx 4970970 \text{ N}$$

$$F \approx 5000 \text{ KN}$$

Bien que la vitesse d'éjection des gaz soit la moitié de celle du moteur VULCAIN, on peut constater que la poussée des EAP est presque quatre fois supérieur à celle du VULCAIN ! On a donc effectué ici une diminution de la vitesse pour améliorer la force propulsive [8].

Nous savons que la fusée a une masse environ 745.10^3 kg , le poids est donc de :

$$p = M.g_0$$

$$\approx 745.10 \times 9,80$$

$$\approx 7,30.10^6 \text{ N}$$

Si on se fie uniquement à la poussée, l'EAP suffit largement à faire décoller la fusée mais d'autres facteurs sont à prendre en compte et on a alors besoin des capacités du moteur VULCAIN pour décoller [8].

2.3.3.5. Etude chimique

Le propergol est en fait un carburant mais qui est lui-même mélangé à un comburant permettant ainsi un gain de place. Lors de cette combustion, n'interviennent que des couples redox. On a donc à faire a une oxydoréduction qui provoque donc un échange d'électrons et devient très exothermique.

A l'allumage, la combustion est provoquée par une étincelle qui déstabilise le mélange provoquant ainsi la réaction entre l'oxygène du perchlorate d'ammonium et le polybutadiène. La combustion commence alors au sommet de l'EAP puis le propergol se consume progressivement [8].

Au bout de 15 s, le premier segment fini de brûler et le deuxième commence a se consumer les deux derniers segments brûlent alors pendant 114 s.

La réaction très exothermique libère une énergie qui permet d'obtenir la poussée de 5000 KN calculée précédemment [8].

2.3.4. EPS : Etage à Propergols Stockables



Figure 2.18 : Le Moteur HM7 (Snecma Moteur) [8].

Pour l'EPS, on se contentera d'une étude sommaire. Cet étage fonctionne un peu selon le même principe que l'EPC : Avec le moteur HM7 (Figure 2.18) ; des propergols liquides sont acheminé jusqu'à une chambre de combustion où la réaction a lieu (Figure 2.19). Les propergols utilisés sont : LO_2 - LH_2 ; et on se contentera d'utiliser les valeurs mesurées par le constructeur. Il nous donne [8] :

Tableau 2.3 : Caractéristiques techniques de EPS [8].

Impulsion spécifique dans le vide	$I_{\text{SPEPS}} = 446 \text{ s}$
Poussée dans le vide	$F_{\text{EPS}} = 64,8 \text{ kN}$
Masse des propergols	$M_{\text{PEPS}} = 13,996.10^3 \text{ kg}$

On a:

$$\begin{aligned}
 q_{\text{EPS}} &= \frac{F_{\text{EPS}}}{I_{\text{SPEPS}} \cdot g_0} \\
 &\approx \frac{64,8.10^3}{464,9,8} \\
 &\approx 14,8 \text{ kg.s}^{-1}
 \end{aligned}$$

Et :

$$\begin{aligned}
 V_{\text{EPS}} &= \frac{F_{\text{EPS}}}{q_{\text{EPS}}} \\
 &\approx \frac{64,8 \cdot 10^3}{14,8} \\
 &\approx 4378,37 \text{ m.s}^{-1}
 \end{aligned}$$

On calcule aussi le temps de fonctionnement maximum :

$$\begin{aligned}
 t_{\text{foncEPS}} &= \frac{M_{\text{pEPS}}}{q_{\text{EPS}}} \\
 &\approx \frac{13.996 \cdot 10^3}{14,8} \\
 &\approx 945 \text{ s}
 \end{aligned}$$

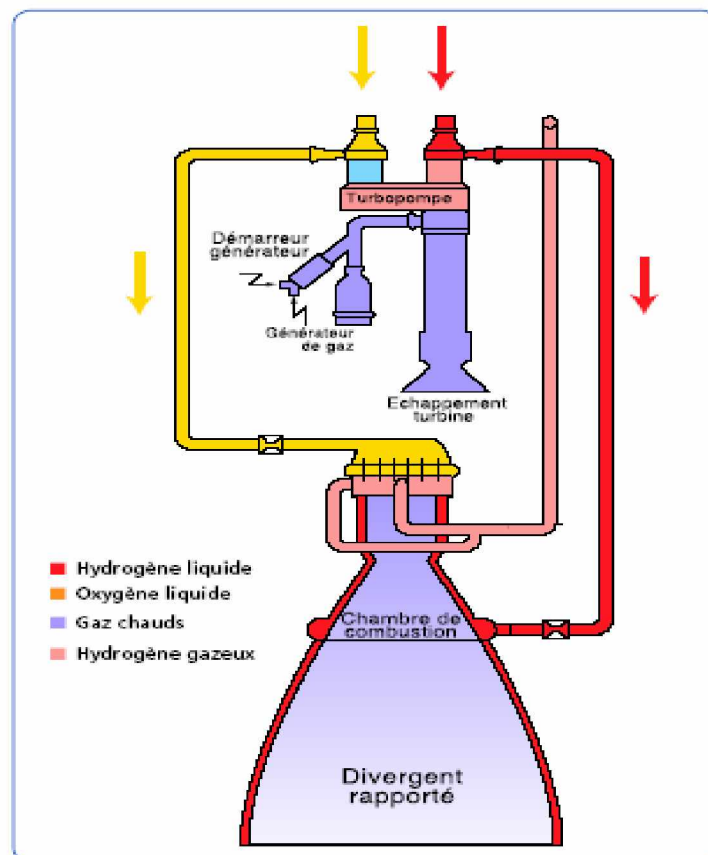


Figure 2.19 : Fonctionnement du Moteur cryotechnique HM7 (Snecma) [8].

CHAPITRE 3

MISSIONS SPATIALES ET ORBITES D'APPLICATIONS

3.1. Introduction

On se propose d'étudier l'atmosphère, en suite les différentes missions spatiales et orbites d'applications. Enfin, avant de débiter l'étude de la mise en orbite d'un satellite géostationnaire, définissons quelques notions de bases nécessaires à cette étude, nous allons donc définir et préciser les notions nécessaires à l'étude des trajectoires (les mouvements képlériens).

3.2. L'atmosphère

L'Atmosphère est la couche gazeuse qui entoure le globe terrestre. Actuellement, Elle est composée de 78% de diazote (N_2), de 21% de dioxygène (O_2), et le pourcent qui reste d'autres gaz (Argon, vapeur d'Eau, Dioxyde de Carbone, Néon, etc.). L'Atmosphère est le bouclier qui protège la surface terrestre de la matière interplanétaire solide (bouclier thermique contre les météores), des rayons ultraviolets et d'autres formes de radiations dangereuses à la vie (bouclier ozonique) [10].

La moitié de la masse de l'atmosphère se trouve dans les 5 premiers kilomètres d'altitude. Il faut s'élever jusqu'à 20 km pour atteindre 90% de la masse totale de l'atmosphère [10].

3.2.1. Les différentes couches de l'atmosphère

La spécification exacte des couches de notre atmosphère, dépend en fait du modèle que l'on choisira ; ce même modèle est adapté à la nature de l'étude que l'on voudrait entamer (météorologie, environnement, aéronautique,...) [10].

Dans le domaine de la propulsion aéronautique, on utilisera un modèle établi par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (O.A.C.I) caractérisant les diverses couches de l'atmosphère, explicitant les variables : pression, température et densité en fonction de l'altitude, en se basant bien sûr, sur l'expérience [10].

a. La troposphère

La troposphère est la couche atmosphérique la plus proche du sol terrestre, son épaisseur standard est de 11 kilomètres de hauteur. C'est dans cette couche qu'on retrouve la plus grande partie des phénomènes météorologiques. Au fur et mesure qu'on s'élève dans la troposphère la température décroît de façon régulière d'environ 6.5°C tous les 1000 mètres pour atteindre -56°C à la tropopause (zone séparant la troposphère de la stratosphère). L'air près du sol est plus chaud car la surface réchauffe cette couche d'air [10].

b. La stratosphère

La stratosphère est au-dessus de la troposphère, la séparation entre eux porte le nom Tropopause. C'est dans la stratosphère qu'on trouve la couche d'ozone, cette dernière absorbe la majorité des rayons solaires ultraviolets, cette absorption provoque un dégagement d'énergie sous forme de chaleur, c'est pourquoi la température augmente de - 56°C jusqu'à 0°C lorsqu'on s'élève dans la stratosphère [10].

Les mouvements de l'air y sont beaucoup moindres. Il s'agit d'un environnement beaucoup plus calme que la troposphère [10].

c. La mésosphère

La mésosphère est au-dessus de la stratosphère. Dans cette couche, la température recommence à décroître avec l'altitude pour atteindre -80 °C à une altitude d'environ 80 km [10].

La stratopause est la couche qui sépare la stratosphère et la mésosphère [10].

d. La thermosphère

La couche la plus haute est la thermosphère. Dans cette couche, la température augmente avec l'altitude et peut atteindre environ 100°C. La thermosphère atteint des milliers de kilomètres d'altitude et disparaît graduellement dans l'espace. La pression y devient presque nulle et les molécules d'air sont très rares. La séparation entre la mésosphère et la thermosphère s'appelle la mésopause [10].

3.2.2. Calcul des propriétés de l'atmosphère

L'O.A.C.I. (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) définit une loi de variation de la température avec l'altitude qui permet de caractériser l'atmosphère standard [10], Figure (3.1).

On appelle atmosphère standard une atmosphère répondant aux hypothèses suivantes :

L'altitude $Z=0$ (niveau de la mer), la pression et la température valent respectivement $P_{a0}=101325$ pascal et $T'_0=15^\circ\text{C}$ (ou $288,15$ K), ces conditions de pression et de température sont dites standards [10].

L'air est assimilé à un gaz parfait, on a alors la relation qui définit l'équation d'état [10] :

$$P_a = \rho \cdot r' \cdot T' \quad (3.1)$$

P_a est la pression en pascal, T' la température en K et, ρ (masse volumique) en kg/m^3 , et r' est la constante des gaz parfaits [10].

$$\rho = \frac{P_a}{r' \cdot T'}$$

On utilise la loi des gaz parfait (air) et la loi de la statique des fluides [10] :

$$dP_a = -\rho \cdot g_0 \cdot dZ \quad (3.2)$$

On prendra aussi l'accélération de pesanteur au niveau de la mer $g=g_0=9.81 \text{ m/s}^2$, car la variation de cette dernière est petite et l'erreur maximal correspond l'altitude $Z=32000 \text{ m}$ ne dépasse pas 0.005% [10].

A partir de ces hypothèses, on peut déterminer les caractéristiques de l'air dans chaque tranche de l'atmosphère [10].

L'utilisation des relations (3.1) et (3.2) permet d'écrire :

$$\frac{dP_a(Z)}{P_a(Z)} = -\frac{g_0}{r' \cdot T'(z)} dZ \quad (3.3)$$

Le modèle O.A.C.I donnant la loi de variation de la température en fonction de l'altitude $T'(Z)$, on pourra aisément, déduire la loi de la pression par une simple intégration de l'égalité (3.3) [10].

- La première couche correspond à $0 < Z < 11000 \text{ m}$.

On admet une diminution de la température $6,5 \text{ K}$ pour 1000 mètres [10].

$$T'(z) = a_0 - b_0 \cdot Z$$

Où : T' la température en K, et Z l'altitude en m ou km.

$$\text{Avec : } \begin{cases} a_0 = T'_0 = 288,15\text{K} \\ b_0 = 0.0065 \end{cases}$$

$$P_a(z) = \exp \left[\left(\frac{g_0}{r' \cdot b_0} \right) \log \left(1 - \frac{b_0}{a_0} \cdot Z \right) + \log(P_{a_0}) \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r' \cdot T'(Z)}$$

- la deuxième couche correspond à $11000 < Z < 25000$ m.

On admet une température constante égale à celle trouvée pour 11000 mètre [10].

$$T'(Z) = T'_1 = \text{cst.}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r' \cdot T'_1} \right) (Z - Z_1) + \log(P_{a_1}) \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r' \cdot T'(Z)}$$

P_{a1} et T'_1 correspond à l'altitude $Z_1 = 11000$ m.

- La troisième couche correspond à $25000 < Z < 47000$ m.

La même évolution que dans la première couche et en admettant la température croît de 3 K par 1000 mètre [10].

$$T'(Z) = a_1 + b_1 \cdot Z$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} a_1 = T'_2 \\ b_1 = 0,003 \end{cases}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r' \cdot b_1} \right) \log \left(\frac{1 + \frac{b_1}{a_1} \cdot Z}{1 + \frac{b_1}{a_1} \cdot Z_2} \right) + \log(P_{a_2}) \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r' \cdot T'(Z)}$$

P_{a2} et T'_2 correspond à l'altitude $Z_2 = 25000$ m.

- La quatrième couche correspond à $47000 < Z < 53000$ m.

On admet une température constante égale à celle trouvée pour 47000 mètre [10].

$$T'(Z) = T'_3 = \text{cst.}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r' \cdot T'_3} \right) (Z - Z_3) + \log P_{a_3} \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r'.T'(Z)}$$

P_{a3} et T'_3 correspond à l'altitude $Z_3 = 47000$ m.

- La cinquième couche correspond à $53000 < Z < 79000$ m.

On admet une diminution de la température 4,5 K pour 1000 mètres [10].

$$T'(Z) = a_2 - b_2.Z$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} a_2 = T'_4 \\ b_2 = 0,0045 \end{cases}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r'.b_2} \right) \log \left(\frac{1 + \frac{b_2}{a_2}.Z}{1 + \frac{b_2}{a_2}.Z_4} \right) + \log(P_{a4}) \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r'.T'(Z)}$$

P_{a4} et T'_4 correspond à l'altitude $Z_4 = 53000$ m.

- La sixième couche correspond à $79000 < Z < 90000$ m [10].

$$T'(Z) = T'_5 = \text{cst.}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r'.T_5} \right) (Z - Z_5) + \log P_{a5} \right]$$

$$\rho(Z) = \frac{P_a(Z)}{r'.T'(Z)}$$

P_{a5} et T'_5 correspond à l'altitude $Z_5 = 79000$ m.

- La septième couche correspond à $Z > 90000$ m.

On admet la température croît de 4 K par 1000 mètre [10].

$$T'(Z) = a_3 + b_3.Z$$

$$\text{Avec : } \begin{cases} a_3 = T'_6 \\ b_3 = 0,004 \end{cases}$$

$$P_a(Z) = \exp \left[\left(\frac{-g_0}{r'.b_3} \right) \log \left(\frac{1 + \frac{b_3}{a_3}.Z}{1 + \frac{b_3}{a_3}.Z_6} \right) + \log(P_{a6}) \right]$$

P_{a6} et T'_6 correspond à l'altitude $Z_6 = 79000$ m.

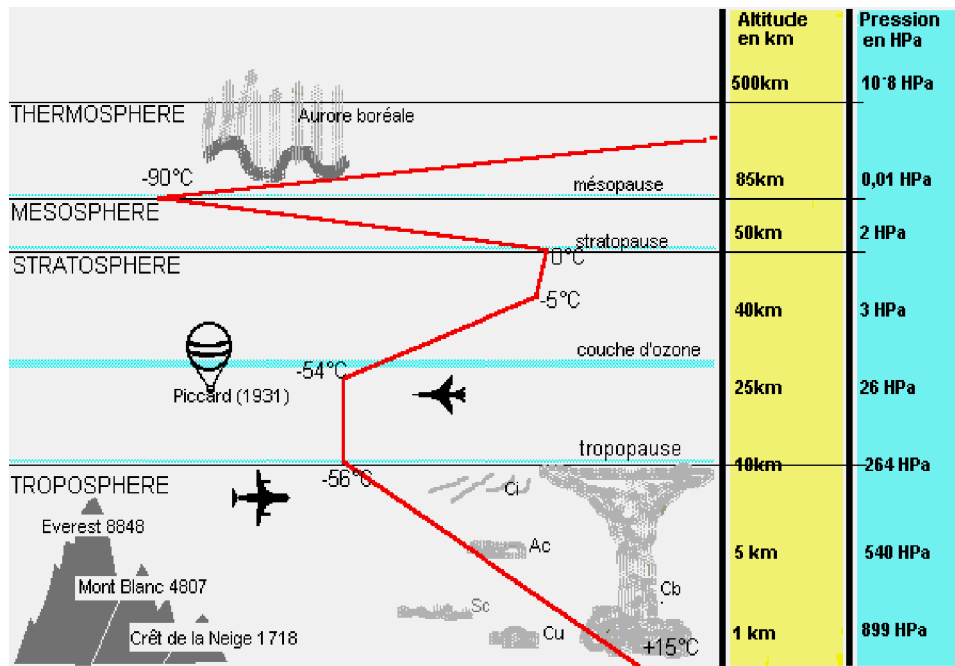


Figure 3.1 : Les variations de température et de pression en fonction de l'altitude (OACI) [10].

3.3. Missions spatiales et orbites d'applications

Il n'est pas question de dresser un catalogue exhaustif de toutes les missions spatiales qui ont été réalisées jusqu'à ce jour. Nous limiterons à faire ressortir, dans leur classement, la relation étroite entre la mission et l'orbite, avec un survol des principales contraintes associées [11].

3.3.1. Les missions commerciales

C'est certainement le domaine qui offre le plus de débouchés, avec l'utilisation des ondes électromagnétiques dans toutes les gammes de longueur d'onde des télécommunications [11].

3.3.1.1. Orbite géostationnaire

De rayon 42164 km , cette orbite qui laisse un satellite fixe au dessus d'un point choisi de l'équateur est idéale pour toutes les applications suivantes, qui "arrosent" une région dont le contour est défini dans des accords internationaux [11] :

On ne compte plus les réseaux internationaux ou nationaux comme le géant américain INTELSAT, ses concurrents comme l'européen EUTELSAT ou ARABSAT lié aux pays de langue arabe [11].

a. Radiodiffusion TV ou radio

Citons pour mémoire les satellites ASTRA, AUTELSAT I, II, III, TELECOM 2A, 2B, (Figure 3.2) etc...

Avantages : accessibilité par "paraboles", qualité numérique, large gamme de chaînes, télécommunications planétaires quasiment instantanées [11].

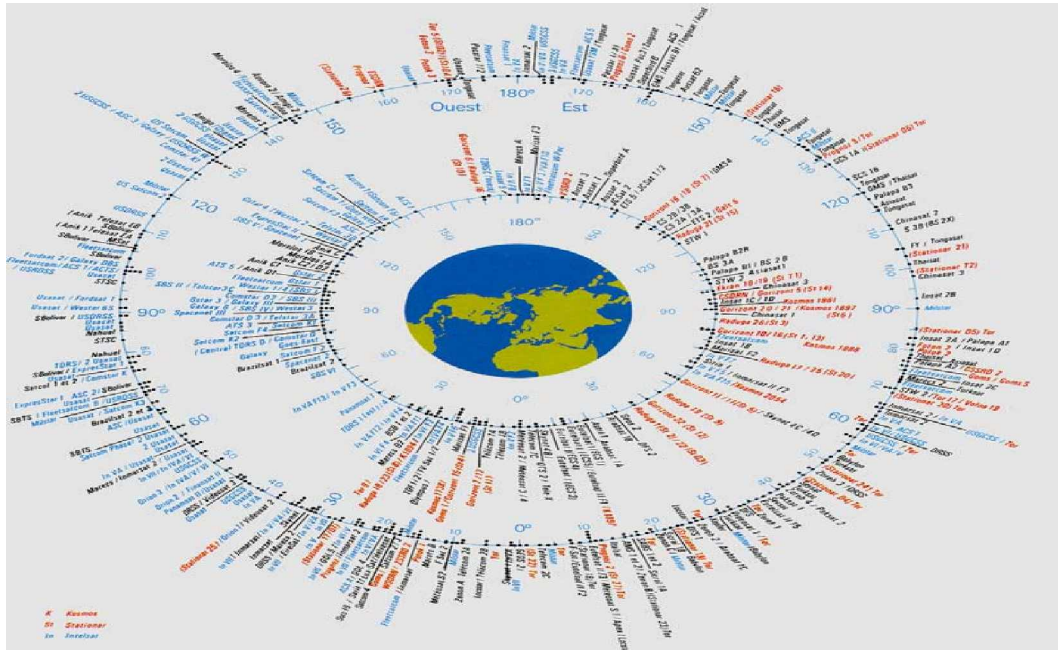


Figure 3.2 : Carte des satellites GEO enregistrés [1].

b. Téléphonie et transmission de données

En plein développement actuellement, la téléphonie par "mobile", utilise de gros géostationnaires de relais associés à une constellation de petits satellites, qui peuvent être "vus" de n'importe quel point du globe, par 2 correspondants [11], (Figure 3.3).

La transmission de données en instantané devient vitale, que ce soit pour la bourse, les échanges bancaires, Internet et le haut débit avec l'ADSL (Asymmetric Digital Subscriber Line) [11].

Des opérations chirurgicales sont maintenant possibles à distance avec dans l'échange des données, images et commandes de systèmes automatiques. C'est la télé-médecine, tout comme le télé-enseignement ou bien d'autres activités s'exerçant à distance. On citera aussi les vidéoconférences ou les forums de discussion [11].

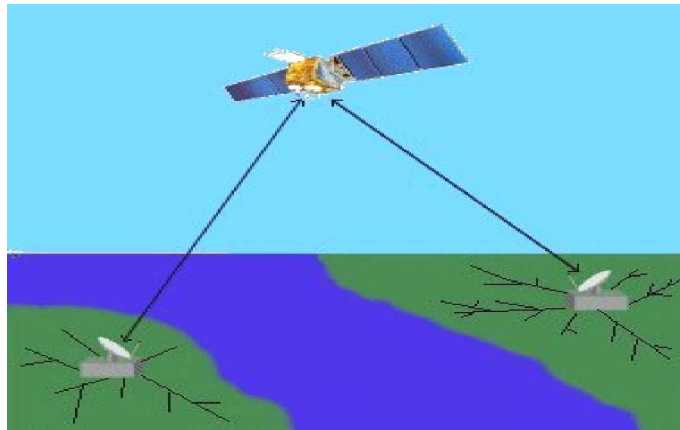


Figure 3.3 : Le satellite relie les réseaux téléphoniques de deux continents [1].

c. Météorologie

Il suffit de penser aux images de notre planète vue par Météosat qui stationnaire à 0° , pour comprendre l'utilité de la surveillance de l'Europe à partir d'un point fixe. Cependant, la météo demande aussi des satellites en orbite basse [11].

La famille actuelle des Météosat en est à la génération 7. Ils envoient des photos et des données météorologiques toutes les 30 mn [11].

L'organisation internationale WMO (World Meteorological Organisation) centralise le réseau satellitaire météo, composé de 6 satellites géostationnaire et de 4 satellites en orbite polaire [11].

Ex : Satellites NOAA ou METEOR

Actuellement, la France est excellemment placée sur ce marché, avec le lanceur Ariane 5 et la masse en géostationnaire est de l'ordre de 6800 kg [11].

3.3.1.2. Orbites polaires

Essentiellement utilisée par les satellites météorologiques, ces orbites basses, permettent de "revoir" les masses d'air des pôles, environ 15 fois par jour, ce qui permet d'intégrer les données mesurées dans les logiques de prédiction [11].

3.3.1.3. Orbites polaires à défilement (LEO)

Ce sont toujours des LEO (Low Earth Orbit ou Satellite à Orbite Basse) [1,11], (Figure 3.4).

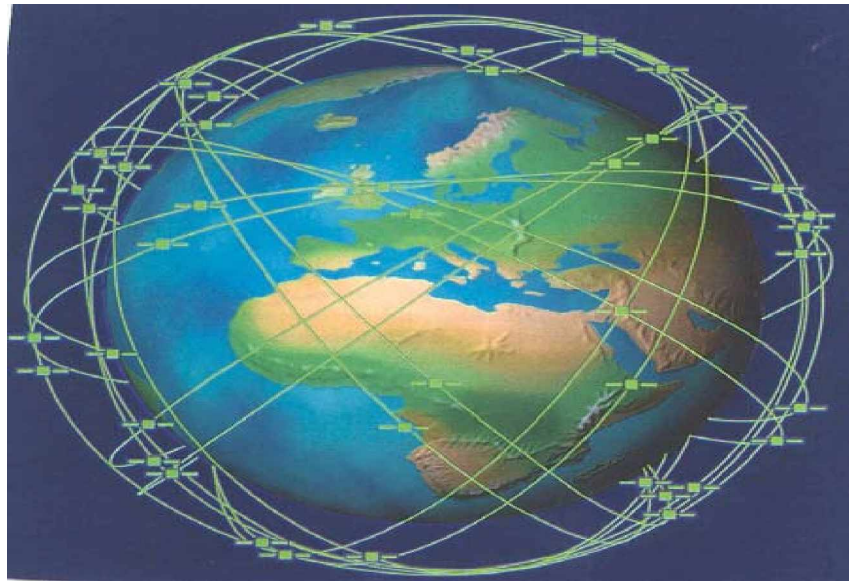


Figure 3.4 : Constellations LEO [1].

a. Météorologie (satellites Big LEO)

Essentiellement destinées aux satellites météorologiques, les satellites gravitent en circulaire vers 850 km du sol, sur une inclinaison de 102° qui leur assure l'héliosynchronisme. Le survol d'un même lieu a lieu toutes les 24 h [11], (Figure 3.4).

3.3.1.4. Orbite héliosynchrone (SSO)

Signifie que le satellite survole les nœuds de son orbite toujours à la même heure, ce qui permet de mieux suivre l'évolution des paramètres thermodynamiques en les comparant aux relevés du jour précédent à la même heure [11].

On synchronise la rotation du plan orbital et celle de la Terre autour du Soleil (Figure 3.5)

Altitude ≈ 600 à 1000 km circulaire [11].

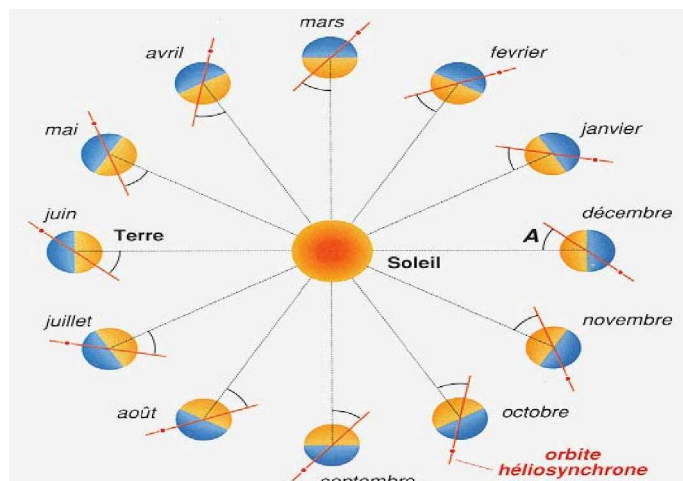


Figure 3.5 : La rotation du plan orbital et celle de la Terre autour du Soleil [1].

a. Télédétection et observation (ou surveillance) de la Terre : Imagerie Spatiale

Ce sont les satellites d'imagerie spatiale, civile (comme la famille SPOT) ou militaire avec HELIOS. Sur orbites héliosynchrones, ils ont des missions variées :

Images et cartographie, par exemple Spot 4 avec une caméra infrarouge et Spot 5 fournissent une résolution de 2,5 m sur un champ de 60 km de côté. Pour Hélios la résolution est de l'ordre de 1 m [11].

Surveillance des pollutions, inondations, conséquences de grands incendies, évaluation des déforestations de la fonte des glaciers ou de la banquise Gestion des ressources humaines, régionales ou planétaires ; Observation des mers et océans ; Missions scientifiques d'étude de l'atmosphère ou de la biosphère, des interactions entre écosystèmes... [11].

Surveillance militaire soit par l'imagerie, soit dans des longueurs d'onde permettant de repérer des activités souterraines légales ou illégales... [11].

En imagerie commerciale, des américains ont même réussi à descendre la résolution vers 10 cm [11].

b. Contraintes

- Ces orbites quasi polaires demandent des azimuts de tir absolu plus grands que 90° et des tirs quasi polaires. L'entraînement de la Terre devient pénalisant, ce qui conduit à une vitesse de tir relative plus grande que l'absolue. Une base de tir de latitude élevée est souhaitable, soit en URSS soit avec les USA à Vandenberg [11].

- La précision de pointage des appareils de prise de vue impose un SCA (système de control d'attitude) de très grande précision, pour maîtriser les mouvements de rotation du satellite qui résultent des perturbations externes ou internes [11].
- La masse en orbite est limitée actuellement à quelques tonnes typiquement 4 à 5 tonnes [11].

3.3.1.5. Orbites circulaires basses

a. Téléphonie

Les radio-amateurs utilisent souvent de petits satellites en orbite basse sur des durées limitées [11].

b. Expérimentation de matériel nouveau

Même si l'ambiance spatiale peut être simulée à Terre, rien ne vaut l'ambiance réelle du vide spatial ou tout simplement du vol, pour qualifier un matériel nouveau [11].

c. Espionnage et renseignement

De petits satellites sont sur des orbites très basses, avec une durée de vie de quelques jours, destinés à des photographies de haute résolution, avec quelquefois récupération des pellicules, par des avions dans l'atmosphère. Car rien ne vaut l'argentique. Les russes ont été les champions de ce genre de satellites avec la série des cosmos, pratiquement 1 par jour, à une certaine époque [11].

3.3.1.6. Orbite GTO

- Orbite de Transfert géostationnaire GTO (Geostationary Transfer Orbit).
- C'est une orbite elliptique intermédiaire classique, du type périgée 200 km apogée 35786 km pour les vols Ariane I, II, III, IV.

Elle permet le transfert d'un satellite du niveau bas 'P' vers le niveau élevé géostationnaire 'A'.

Elle a même été utilisée comme orbite de parking, pour la mission Giotto vers la comète de Halley [11].

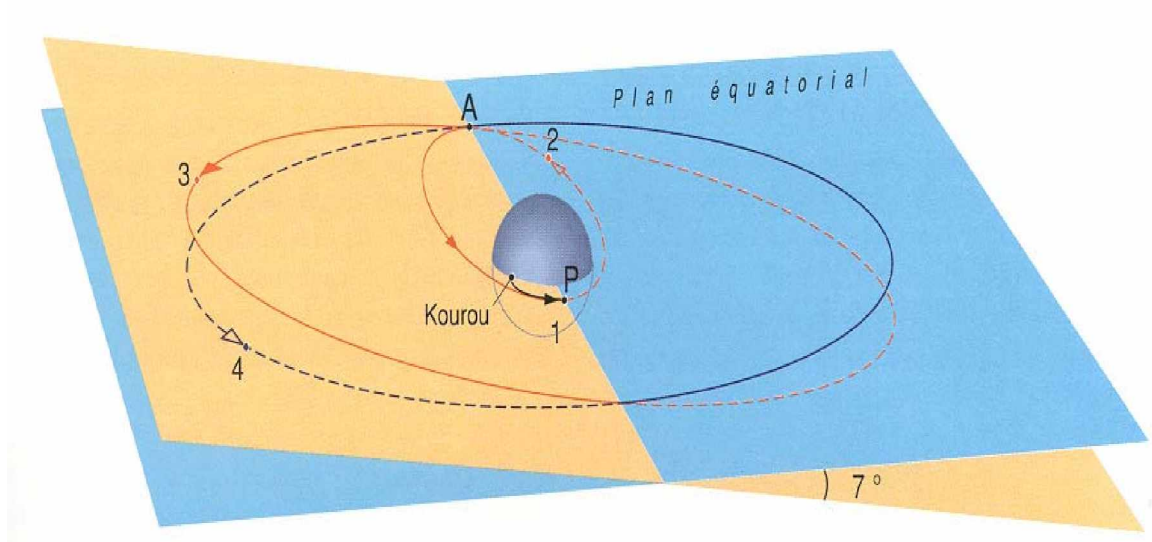


Figure 3.6 : Orbite de Transfert géostationnaire GTO [1].

- C'est l'orbite la plus fréquemment visée par les fusées [1].
- Les satellites doivent ensuite se circulariser pour arriver en GEO [1].
- Gamme d'orbites d'apogée 35.786 km, de périégée bas (200 à 1000 km) [1].

3.3.1.7. Orbite de type Molnya

Souvent utilisée par les soviétiques, cette orbite de période égale à la moitié du jour sidéral (environ 12 h), très excentrique (Périégée vers 600 km, apogée vers 40000 km), cette orbite servait aux télécommunications domestiques [11].

Sa grande particularité est une inclinaison de $63^{\circ}.4$ qui annule la dérive du périégée dans le plan orbital [1].

3.3.1.8. Orbite SSTO (Supersynchrone)

Utilisée pour optimiser une mise à poste géostationnaire, lorsque l'orbite de départ est fortement inclinée sur l'équateur [1].

Elle est très excentrique, pouvant " grimper " à plus de 100000 km de la terre [1].

3.3.2. Missions Scientifiques

C'est aussi un domaine en pleine expansion, tant la demande est grande, soit en connaissances de notre planète, soit pour notre environnement dans le système solaire.

Les orbites sont diverses : circulaires basses, elliptiques excentrées, hyperboliques d'évasion vers les planètes [11].

3.3.2.1. Missions Interplanétaires

Parmi les missions les plus spectaculaires, citons [11] :

Tableau 3.1 : Quelques Missions Interplanétaires [11].

Missions Pionner ou Voyager	Missions des années 1970 de visite des planètes hautes du système solaire
Giotto vers la comète de Halley	Première traversée de la queue d'une comète.
CASSINI	Fin 2004, le module Huygens de la sonde Cassini (lancée en 1997) plongera dans l'atmosphère de Titan, mystérieux satellite de Saturne.

3.3.2.2. GPS et Constellations

Apparu dans la dernière décennie, le GPS (Global Positioning System), est un système de positionnement utilisant plusieurs satellites d'une constellation, pour affiner la position [11].

Un navigateur (avion, bateau, satellite, véhicule terrestre) ou simplement un randonneur peuvent connaître leur vitesse et position. Le GPS est même utilisé en agriculture pour piloter en automatique un labour de champs immenses [11].

Le GPS est intégré aux navigateurs notamment sur les avions ou les navires.

L'URSS avait développé GLONASS, constellation de 24 satellites évoluant sur 3 plans à une altitude de 19100 kilomètres [11].

Les USA possèdent le GPS actuel (qui présente cependant un inconvénient de taille, car c'est un système militaire qui dépend du bon vouloir de l'armée américaine) [4]. Et l'EUROPE met en place, à partir de 2005, le système GALILEO, pour garantir son indépendance et aussi pour les retombées économiques d'une technologie aux applications civiles innombrables. Le système devrait être opérationnel en 2008. GALILEO utilisera une constellation de 30 satellites de 700 kg chacun, disposés sur trois plans inclinés à 56° sur l'équateur à 23 500 km d'altitude. La constellation sera gérée par un réseau mondial de stations terrestres. Les satellites émettront sur plusieurs fréquences allant de 1164 à 1591 MHz, y compris certaines fréquences utilisées par le système GPS, comme la fréquence L1. La compatibilité avec GLONASS est prévue [11].

a. Précision Attendue

Les performances du GPS "civil" sont largement suffisantes pour les randonnées ou la plaisance, mais pas pour des applications qui demandent une précision de l'ordre du mètre, voire du centimètre, un GPS dit "différentiel", beaucoup plus coûteux, doit alors être utilisé. Après 2008 avec Galileo et le GPS 2 les performances s'approcheront de ce "super GPS" [11].

Il est aussi certain que GPS et Galileo seront fortement associés à la téléphonie mobile. Aujourd'hui, une puce GPS est déjà intégrée à certains téléphones mobiles aux US et lorsque un numéro d'urgence est composé, l'utilisateur est immédiatement localisé [11].

3.3.2.3. Astronomie Spatiale et vérifications des grands principes

a. Astronomie

Le besoin de précision dans l'analyse de tous les types de rayonnement, ont conduit les astrophysiciens à utiliser des télescopes en orbite, tel HUBBLE ou IRAS pour le rayonnement infra rouge [11].

Le télescope Hubble est un instrument optique américain et européen permettant d'observer la lumière dans les domaines visible, infrarouge et ultraviolet. Il est placé en orbite autour de la Terre à une altitude de 580 km évitant ainsi les perturbations dues à l'atmosphère terrestre [11].

Tout dernièrement une cartographie fine des fluctuations du rayonnement primordial émis lors du big-bang, a conforté la théorie.

L'atmosphère, outre les perturbations qu'elle apporte dans la transmission des ondes, est opaque à certains rayonnements, ce qui justifie l'usage de l'espace [11].

b. Interférométrie grande base

Il est aussi envisagé, c'est un grand espoir pour les astronomes et les physiciens, d'utiliser des sondes spatiales pour réaliser des expériences d'interférométrie grande base. Ceci pour mettre en évidence notamment l'existence d'ondes gravitationnelles et valider ainsi cet aspect de la théorie de la relativité [11].

- Un projet de la NASA-ESA pourrait en 2010 être le premier observatoire spatial à tenter de prouver l'existence des ondes gravitationnelles, prévues par la théorie de la relativité générale. Pour cela, trois satellites, placés en triangle face au Soleil, évolueront à une distance de cinq millions de kilomètres les uns des autres ! Ils serviront de base à des

mesures interférométriques. Les distances seront soigneusement mesurées grâce à des faisceaux laser entre satellites [11].

c. Géodésie ou Etude des Océans

Cette discipline utilise les mesures de distance pour évaluer les mouvements de l'écorce terrestre, évaluer les altitudes, le niveau des océans (le satellite Topex-Poseidon) et les anomalies de gravité qui déforment la surface moyenne des océans. La précision radiale de l'orbite du satellite Topex/Poséidon en altimétrie spatiale, est voisine de 2 cm [11].

Le système Doris (composé d'un réseau de stations émettrices, de récepteurs à bord de satellites, d'un centre de réception et de traitement des données et de stations dites de localisation) a permis de mesurer les mouvements relatifs de plusieurs plaques, notamment les plaques Afrique et Antarctique. Les récepteurs sont à bord de plusieurs satellites Spot 2,4 et 5, Topex-Poséidon, Jason 1 et Envisat [11].

Pour la mission Topex-Poséidon, l'erreur sur l'altitude est inférieure à 3 cm /1300 km, avec Jason1, la précision pourrait être centimétrique [11].

d. Contraintes

Ces satellites doivent connaître avec une extrême précision leur position en temps réel. Les instruments Doris disposent du système de détermination d'orbite à bord, Diode (Détermination Immédiate d'Orbite par Doris Embarqué), calculant en temps réel la position et la vitesse du satellite [11].

La connaissance au mètre près d'une orbite est maintenant possible.

Sur les derniers récepteurs embarqués sur Jason 1, Envisat et Spot 5, les premiers résultats de Diode autorisent en temps réel une qualité métrique [11].

e. Amélioration de la connaissance du champ de gravité terrestre

Les satellites artificiels réagissent aux irrégularités du champ de gravité, la connaissance de leurs orbites avec précision permet d'analyser les perturbations. Les millions de données Doris de poursuite des satellites Spot 2, Spot 3 et TOPEX/POSEIDON intégrées dans les modèles de gravité comme le modèle américain EGM-96 ou le modèle européen GRIM-5 [11].

La précision radiale de Topex/Poseidon, capitale en altimétrie spatiale, atteint alors 2 cm [1].

3.3.2.4. Microgravité

Si le satellite en chute libre n'est soumis à aucune vibration ou aucune force extérieure autre que le champ de gravité, il est en apesanteur et on parle alors de gravité 0. Cependant, l'ambiance générale est celle d'une microgravité, ne serait que parce qu'un freinage résiduel est toujours présent [11].

Cette ambiance permet des expériences nouvelles :

- Fabrication de médicaments homogènes. Biologie et physiologie humaine ou animale.
- En ambiance froide : Etude de supraconductivité, de superfluidité.
- Etude de l'influence des rayons cosmiques.
- Expériences de mécanique des fluides, de combustion ...
- Elaboration de matériaux nouveaux, de cristaux parfaits. Avec les nouvelles

matières intéressant les technologies modernes :

Les Polymères, Les Verres et Céramiques, Les métaux et alliages métalliques, Les semi-conducteurs [11], etc....

3.3.3. Stations Orbitales

Les russes nous ont longtemps habitués au concept de Station Orbitale avec la fameuse station Mir [11].

La communauté internationale a donc rapidement pris la décision, prévenant la fin de vie de Mir, de construire la Station Spatiale Internationale (ISS en anglais) [11], (Figure 3.7).

Avec une durée de vie de 15 à 20 ans, une station orbitale est un laboratoire idéal d'expérimentation, dans tous les domaines et plus particulièrement en microgravité [11].

C'est probablement ce genre de construction modulaire, autour de la Terre ou de la lune, qui servira de base d'envol vers la planète Mars, qui apparaît comme la première candidate à une future exploration habitée de planète [1].

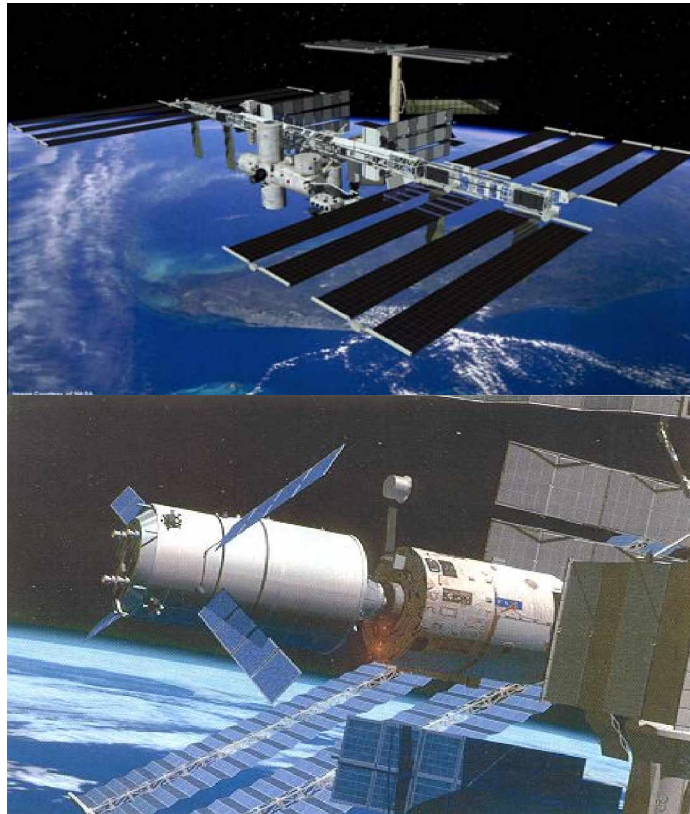


Figure 3.7 : Station Spatiale Internationale ISS (NAZA) [1].

a. Constellations MEO

Orbites moyennes semi synchrones (20.000 à 25.000 km) [1].

- Fortement inclinées (55° à 60°).
- Période longue (≈ 12 heures).
- Très bonne couverture mondiale.
- Fortement utilisé pour la navigation.
- GPS 1 & 2 (28 satellites).
- Glonass (24 satellites).
- Galileo (30 satellites).

3.3.4. Autres Dénominations

3.3.4.1. Orbites Phasées

Cette dénomination apporte une propriété supplémentaire à une orbite, celle de survoler au bout d'un temps fini, le même point physique de la Terre. Ce qui peut être intéressant, pour des comparaisons d'images, un suivi d'évolution

On démontre alors que la période orbitale satellite doit être dans un rapport rationnel avec la période sidérale de la Terre.

- En imagerie spatiale, les orbites sont héliosynchrones et Phasées [6].

3.3.4.2. Orbites à Périogée Gelé

Les perturbations orbitales font dériver le périogée dans son plan. Le périogée d'une orbite est dit gelé notamment lorsqu'on souhaite, pour une orbite polaire ou quasi polaire, fixer le périogée au-dessus du pôle [6].

3.3.4.3. Orbites de Parking ou d'Attente

On appelle ainsi, des orbites intermédiaires, où un satellite, ou une sonde interplanétaire sont injectées par le lanceur, avant restitution d'orbite ou vérifications préliminaires de position, en attente d'une injection précise dans un plan particulier, notamment pour les transferts translunaires ou interplanétaires [1]...

3.3.4.4. Orbites de Dérive

On désigne ainsi des orbites elliptiques ou quasi circulaires, intermédiaires entre la GTO et la géostationnaire finale, lors d'une mise à poste d'un satellite géostationnaire. Pourquoi de "dérive" ? Tout simplement, parce qu'avec des décalages de période, on peut rapprocher l'apogée de la longitude de stationnement finale, juste avant la mise à poste finale [6].

3.3.4.5. Orbites synchrones

Qualificatif donné aux orbites elliptiques (équatoriales ou pas) ou circulaires (non équatoriales) de période identique à la période sidérale de la Terre [6].

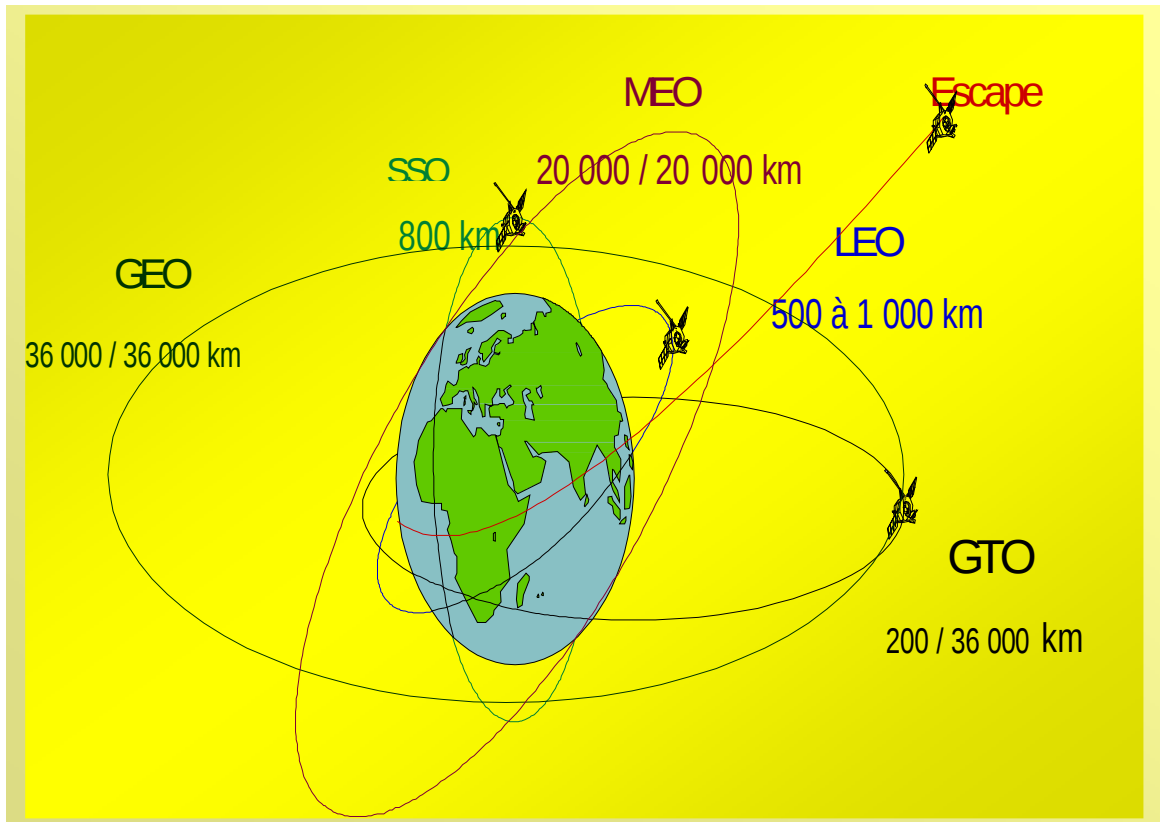


Figure 3.8 : Les différentes orbites autour de la terre [1].

3.4. Les mouvements képlériens

Avant de débuter l'étude de la mise en orbite d'un satellite géostationnaire, définissons les quelques notions de bases nécessaires à cette étude. Nous allons donc définir et préciser les notions nécessaires à l'étude des trajectoires [2].

3.4.1. Constantes physiques spatiales du système solaire

3.4.1.1. Constantes physiques

3.4.1.2. Caractéristiques des planètes

Vous ne trouverez pas ici le détail exhaustif des propriétés des planètes, mais seulement les caractéristiques essentielles [2], (Tableau 3.2).

Tableau 3.2 : Les principales constantes associées aux corps du système solaire [2].

Notation	Valeur	Unité	Signification
G	$6.67 \cdot 10^{-11}$	$M^3/s^2/kg$	Constante de gravitation universelle
$T_T(3.21)$	86164,1	s	Période sidérale de la Terre
R_{te}	6378,14	km	Rayon équatorial terrestre
F''	$3.352836 \cdot 10^{-3}$	sans	Aplatissement de l'ellipsoïde terrestre
G_e	9.78033	m/s^2	Accélération de la pesanteur au niveau de l'équateur
μ_T	$39.860064 \cdot 10^{13}$	m^3/s^2	Constante de gravitation terrestre
$\omega_{S/T}$	$1.99099299 \cdot 10^{-7}$	rd/s	Vitesse angulaire moyenne du soleil par rapport à la Terre
ω_T	$7,292115 \cdot 10^{-5}$	rd/s	Vitesse angulaire moyenne de la Terre autour de son axe
1 UA	$149,59787 \cdot 10^6$	km	Unité astronomique = distance moyenne Terre-Soleil
μ_S	$13,371244 \cdot 10^{19}$	m^3/s^2	Constante de gravitation solaire
μ_L	$4,9027989 \cdot 10^{12}$	m^3/s^2	Constante de gravitation lunaire
ε	23° 27'		Inclinaison de l'équateur terrestre sur l'écliptique

a. Positionnement en distance à partir du soleil

Mercure - Vénus - Terre - Mars - Jupiter - Saturne - Uranus - Neptune – Pluton.

b. Caractéristiques orbitales [12]

d : distance moyenne au soleil en UA

e : excentricité de l'orbite

in : inclinaison de l'orbite sur l'écliptique en degrés

$\mu = G.M$: constante de gravitation de la planète, en km^3/s^2 et M La masse d'un astre en kg

T : période orbitale en jours (j) ou années (a)

Tableau 3.3 : Caractéristiques orbitales des planètes [2].

Nom	d	e	in	μ	T
Mercure	0,3870375	0,206	7°	$2,192 \cdot 10^4$	88 j
Vénus	0,7232723	0,007	3°,4	$32,486 \cdot 10^4$	224,7 j
Terre	1	0,167	0°	$39,86 \cdot 10^4$	365,26 j
Mars	1,5233957	0,093	1°,9	$4,305 \cdot 10^4$	687 j
Jupiter	5,2025401	0,048	1°,3	$1,267 \cdot 10^8$	11,86 a
Saturne	9,53877	0,056	2°,5	$3,795 \cdot 10^7$	29,46 a
Uranus	19.181818	0,047	0°,8	$5,82 \cdot 10^6$	84,01 a
Neptune	30,057486	0,009	1°,8	$6,85 \cdot 10^6$	164,8 a
Pluton	39,438502	0,25	17°,2	?	247,7 a

c. Rayons des planètes et environnement

Tableau 3.4 : Rayons des planètes et environnement [12,2]

Nom	Rayon (km)	Atmosphère
Mercure	2440	sans
Vénus	6052	Gaz carbonique
Terre	6378	Azote + Oxygène
Mars	3393	Gaz carbonique
Jupiter	71400	Hydrogène + Hélium
Saturne	60000	Hydrogène + Hélium
Uranus	25900	Hydrogène + Hélium
Neptune	24750	Hydrogène + Hélium
Pluton	3000	sans

3.4.2. Mouvements Képlériens

3.4.2.1. Historique

Pour fixer les idées de l'étude du mouvement des corps célestes, quelques dates sont nécessaires :

1602 : KEPLER observe que les rayons vecteurs des planètes balaient des aires égales en des temps égaux. C'est la fameuse LOI DES AIRES [2,12].

1605 : Toujours par l'observation, KEPLER identifie les orbites des planètes à des ellipses de foyer le Soleil. Plus tard, Newton qui retrouvera par le calcul différentiel ces trajectoires coniques, en déduira la loi de la gravitation [2,12].

1618 : de nouvelles mesures permettent d'établir la loi des périodes, à savoir [2,12]
:

$$\frac{T^2}{a^3} = \text{Cste} \quad (3.4)$$

Où a : demi-grand axe de l'orbite elliptique; Figure (3.13)

1667 : NEWTON maintenant muni de la théorie du calcul différentiel et intégral, reprend les observations de KEPLER et énonçant la loi de la gravitation universelle, confirme toutes les lois de KEPLER et ouvre ainsi la période du déterminisme scientifique et la voie à la conquête spatiale [2].

3.4.2.2. Loi de la gravitation

a. Enoncé en hypothèse newtonienne

Tout corps sphérique de centre O, homogène par couches concentriques, de masse M, exerce sur un point S de masse m situé à une distance r du point O, une force attractive F_{attr} , donnée par [2] :

$$\vec{F}_{\text{attr}} = -G \frac{Mm}{r^2} \vec{u} = -G \frac{Mm}{r^3} \vec{r} \quad (3.5)$$

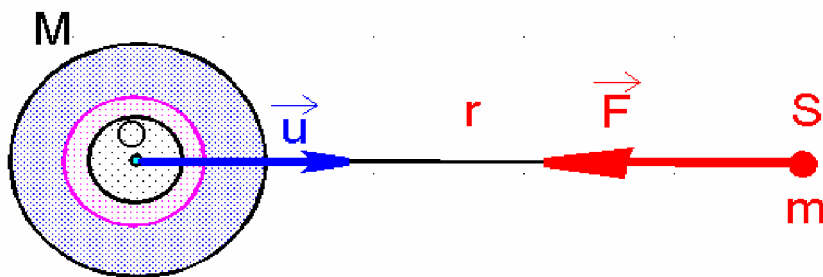


Figure 3.9 : L'hypothèse newtonienne (POTENTIEL NEWTONIEN) [2].

Les conditions restrictives sur la forme du corps attirant, forment l'hypothèse newtonienne (Figure 3.9). La mécanique nous apprend par ailleurs qu'une telle force ne dépendant que du rayon vecteur, dérive d'un potentiel U dit POTENTIEL NEWTONIEN [2] :

$$\vec{F}_{\text{attr}} = -G \frac{Mm}{r^2} \vec{u} = -\text{grad}U \Rightarrow U = -G \frac{Mm}{r} \quad (3.6)$$

b. Valeurs numériques du système solaire

Les masses des corps principaux attirants, sont énormes, par exemple la Terre $M_T = 5.976 \cdot 10^{24}$ kg, le soleil dont la masse est environ 300000 fois celle de la Terre, etc ...

On voit donc que le produit $G.M$ fait intervenir la constante G très petite et la masse très grande d'un astre, les astrophysiciens ont donc décidé de ne faire intervenir qu'une seule constante caractéristique de la gravitation créée par l'astre le produit $G.M$, appelé **CONSTANTE DE GRAVITATION DE L'ASTRE** notée $\mu=G.M$ [12, 2,13].

Par exemple pour la Terre et le soleil on a :

$$\mu_T = 39.8610^{13} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2} = 39.8610^4 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

$$\mu_s = 13.2710^{19} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2} = 13.2710^{10} \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

Donnons ci-dessous les caractéristiques principales des corps du système solaire (Tableau 3.5), constants de gravitation des planètes μ , demi-grand axe a de l'orbite elliptique, excentricité e , inclinaison i du plan orbital sur l'écliptique [12,2].

- L'écliptique est le plan de l'orbite de la Terre.
- Rayon terrestre = 6378 km à l'équateur.

Tableau 3.5 : Valeurs numériques du système solaire [2, 12, 7].

Astre	μ en $\text{km}^3 \text{ s}^{-2}$	a en 10^6 km	e	i
Soleil	$13.27 \cdot 10^{10}$			
Mercure	$2.232 \cdot 10^4$	57.9	0.22056	$7^\circ.004$
Vénus	3.25710^5	108.1	0.0068	$3^\circ.394$
Terre	$39.86 \cdot 10^4$	149.6	0.0167	0°
Mars	$4.305 \cdot 10^4$	227.8	0.0934	$1^\circ.85$
Jupiter	$126.8 \cdot 10^6$	778	0.0482	$1^\circ.306$
Saturne	$37.95 \cdot 10^6$	1426	0.0539	$2^\circ.489$
Uranus	$5.820 \cdot 10^6$	2868	0.0514	$0^\circ.773$
Neptune	$6.896 \cdot 10^6$	4494	0.0050	$1^\circ.773$
Pluton	$3.587 \cdot 10^3$	5896	0.25583	$17^\circ.136$
Lune	$4.903 \cdot 10^3$	384000 Km/ Terre		$5^\circ.1/\text{équateur}$

3.4.3. Grandes Lois du Mouvement

Nous allons établir deux intégrales premières du mouvement, traduisant deux conservations importantes [2].

3.4.3.1. Conservation du moment cinétique = Loi des Aires

La force de gravitation newtonienne est centrale, donc de moment nul au centre O du corps principal. Il en résulte la conservation du vecteur moment cinétique, soit :

$$\dot{\vec{H}} = \vec{r} \wedge m\dot{\vec{V}} = m\dot{\vec{h}} \Rightarrow \dot{\vec{h}} = \vec{r} \wedge \dot{\vec{V}} = \vec{r}_0 \wedge \dot{\vec{V}}_0 = K\vec{W} \quad (3.7)$$

Le vecteur $\vec{W}$ est l'unitaire de $\vec{H}$ ou de $\dot{\vec{h}}$ appelé Moment Cinétique réduit.

K s'appelle la CONSTANCE DES AIRES et Le vecteur $\vec{W}$ est le vecteur unitaire de K.

Conséquences : Le mouvement du satellite est plan, dans un plan fixe, passant par O et orienté par le moment cinétique réduit $\vec{h}$. On retrouve une des lois de KEPLER.

La figure ci-dessous rassemble les éléments essentiels des coordonnées polaires, utiles [2].

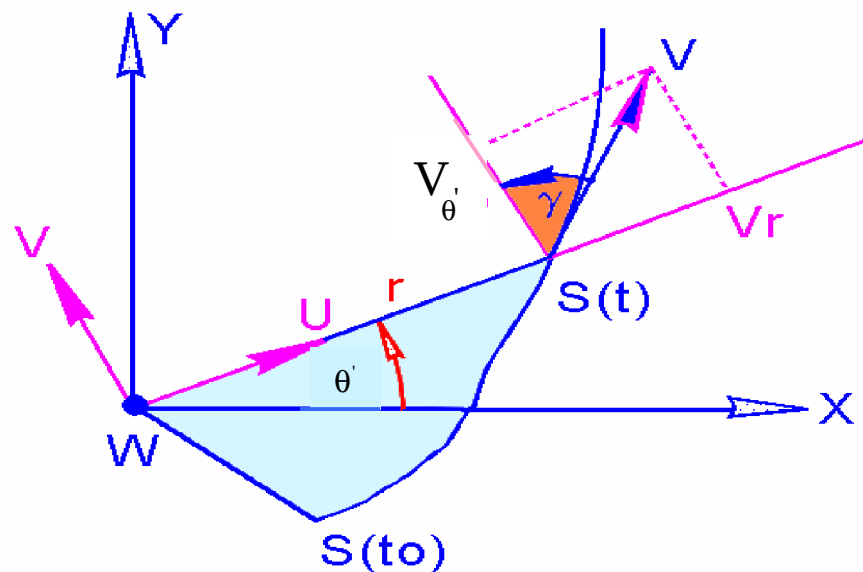


Figure 3.10 : Les éléments essentiels des coordonnées polaires (Loi des Aires) [2].

- r, θ' sont le rayon vecteur, mesuré positivement sur l'unitaire u , et l'angle polaire.
- r_0, θ'_0 sont le rayon vecteur, mesuré positivement sur l'unitaire u , et l'angle polaire à t_0 .
- u et v sont les axes associés aux coordonnées polaires; u le radial, v l'orthoradial.

- $S(t)$ est la position courante ; $S(t_0)$ la position à l'instant initial t_0 .
- V est le vecteur vitesse absolue, de composantes V_r sur le radial, et V_θ sur l'orthoradial.
- γ est la pente absolue de la vitesse, comptée positive (comme sur la figure 3.10) quand le vecteur vitesse est au dessus de l'horizontale locale.

La zone coloriée en bleu est l'aire à balayée par le rayon vecteur entre t_0 et t .

On rappelle quelques résultats [2] :

$$\frac{r}{V} = \frac{dr}{dt} = \dot{r} = \dot{r} \cos \gamma + r \dot{\theta} \sin \gamma = V \sin \gamma \cos \gamma + V \cos \gamma \sin \gamma \quad (3.8)$$

$$K = \left\| \frac{r}{h} \right\| = \left\| \frac{r}{r} \wedge \frac{r}{V} \right\| = r^2 \dot{\theta} = V \cdot r \cdot \cos \gamma = V_0 \cdot r_0 \cdot \cos \gamma_0 = 2 \frac{dA_r}{dt} \quad (3.9)$$

La dernière relation donne son nom à la loi des aires, puisque la dérivée de l'aire balayée est constante.

3.4.3.2. Conservation de l'énergie mécanique

S'il est un endroit de l'univers où les lois de la mécanique sont parfaitement vérifiables, c'est bien l'espace, parce que le frottement ou les causes de dissipation y sont extrêmement faibles. Dans le champ d'une seule force dérivant d'un potentiel, le mouvement vérifie la CONSERVATION DE L'ENERGIE MÉCANIQUE [2].

On aboutit ainsi à l'équation dite de l'énergie, dans laquelle E désigne l'énergie spécifique c'est à dire par kg envoyé, et U : l'énergie potentiel et E_m : l'énergie mécanique, E_c : l'énergie cinétique [2].

$$E_m = E_c + U = \frac{1}{2} m V^2 - m \frac{\mu}{r} = m E \Rightarrow E = \frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} = \frac{1}{2} V_0^2 - \frac{\mu}{r_0} \quad (3.10)$$

3.4.3.3. Application : deuxième vitesse cosmique

On appelle deuxième vitesse cosmique à la distance r_0 , la vitesse minimale nécessaire pour se libérer de l'attraction de l'astre. En d'autres termes la trajectoire doit avoir une branche infinie, donc quand r tend vers l'infini, V doit rester calculable, ce qui nécessite une énergie spécifique positive $E > 0$ [2].

Dans ces conditions la vitesse est donnée par :

$$V_2(r_0) = V_1(r_0) = \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}} \quad (3.11)$$

Numériquement, pour la terre à 200 km/sol, V_2 est voisine de 11 km/s.

3.4.4. Où l'on retrouve que les trajectoires sont des coniques

3.4.4.1. Equation polaire de la trajectoire

Plaçons nous dans le plan orbital, en coordonnées polaires (voir figure 3.10).

Nous possédons 2 intégrales premières dépendant des deux constantes essentielles E et K [2].

$$E = \frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} \quad \& \quad K = r^2 \dot{\theta} \quad \& \quad V^2 = \dot{r}^2 + r^2 \dot{\theta}^2 \quad (3.12)$$

L'élimination de $\dot{\theta}$ entre les deux équations donne :

$$\frac{dr}{dt} = \pm \sqrt{2E + \frac{2\mu}{r} - \frac{K^2}{r^2}} = \pm \sqrt{2E - \left[\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K} \right]^2 + \frac{\mu^2}{K^2}} \quad (3.13)$$

$$\frac{d\theta'}{dr} = \frac{d\theta'}{dt} \frac{dt}{dr} = \pm \frac{\frac{K}{r^2}}{\sqrt{2E + \frac{\mu^2}{K^2} - \left[\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K} \right]^2}} = \pm \frac{d \left[\frac{\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}}{\sqrt{2E + \frac{\mu^2}{K^2}}} \right]}{\sqrt{1 - \left[\frac{\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}}{\sqrt{2E + \frac{\mu^2}{K^2}}} \right]^2}} \quad (3.14)$$

On achèvera à un calcul maintenant évident qui fournit l'équation polaire de la trajectoire.

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\theta' - \theta'_0)} = \frac{K^2}{1 + \sqrt{1 + \frac{2EK^2}{\mu^2}} \cos(\theta' - \theta'_0)} \quad (3.15)$$

3.4.4.2. Conclusions

On reconnaît l'équation d'une conique dont les éléments caractéristiques sont [2]:

Tableau 3.6 : Les éléments caractéristiques d'une conique [2, 12, 7,13]

Excentricité	$e = \sqrt{1 + \frac{2EK^2}{\mu^2}}$
Paramètre	$p = \frac{K^2}{\mu}$
Angle polaire du périégée	θ'_0
Rappels: $K = V_0 r_0 \cos \gamma_0$	$E = \frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} = \frac{1}{2} V_0^2 - \frac{\mu}{r_0}$

Nous ne connaissons que trois types de coniques.

a. La parabole

Correspondant à $e=1$ ou $E=0$, physiquement irréalisable, car la probabilité de réaliser un tir d'énergie nulle, est nulle [2, 7, 12, 13].

b. L'ellipse

Très courante, pour $e<1$ ou $E<0$. Elle correspond à un tir d'énergie faible, conduisant à une capture par la Terre, ce qui physiquement se comprend comme une insuffisance d'énergie pour "sortir" du puits de potentiel. La vitesse V_0 est inférieure à la vitesse de libération à la distance r_0 . Ces orbites elliptiques correspondent aux applications courantes terrestres [2, 12].

c. L'hyperbole

Utilisée pour les tirs interplanétaires, $e>1$ ou $E>0$, Elle correspond à un tir d'énergie forte, conduisant à une libération par rapport à la Terre, ce qui physiquement se comprend comme une énergie suffisante pour "sortir" du puits de potentiel. La vitesse V_0 est supérieure à la vitesse de libération à la distance r_0 [2,8].

d. Orbite circulaire

Elle nécessite une excentricité $e=0$, ce qui est mathématiquement possible, mais difficilement réalisable en pratique ? Cependant, on peut s'en approcher, Nous considérerons donc qu'elle est très pratiquée [2,12].

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \quad (3.16)$$

e. Quelques repères numériques : Première vitesse cosmique

Conventionnellement, bien qu'elle n'ait pas de réalité physique, c'est la vitesse nécessaire pour se placer en orbite circulaire au ras du sol terrestre, elle nécessite $V_0 = 7.9$ km/s.

Vitesse en orbite basse d'altitude $Z = 230$ km, $V_0 = 7.766$ km/s, c'est la vitesse pratiquée par Gagarine et Glenn, lors de leur premier vol circumterrestre.

Vitesse en orbite géostationnaire, vaut $V_0 = 3.075$ km/s (Vitesse d'apogée).

Vitesse de la lune : sensiblement en orbite circulaire vers 384000 km du centre de la Terre, $V_0 = 1.018$ km/s [13].

3.4.4.3. Longueurs et relations remarquables dans l'ellipse

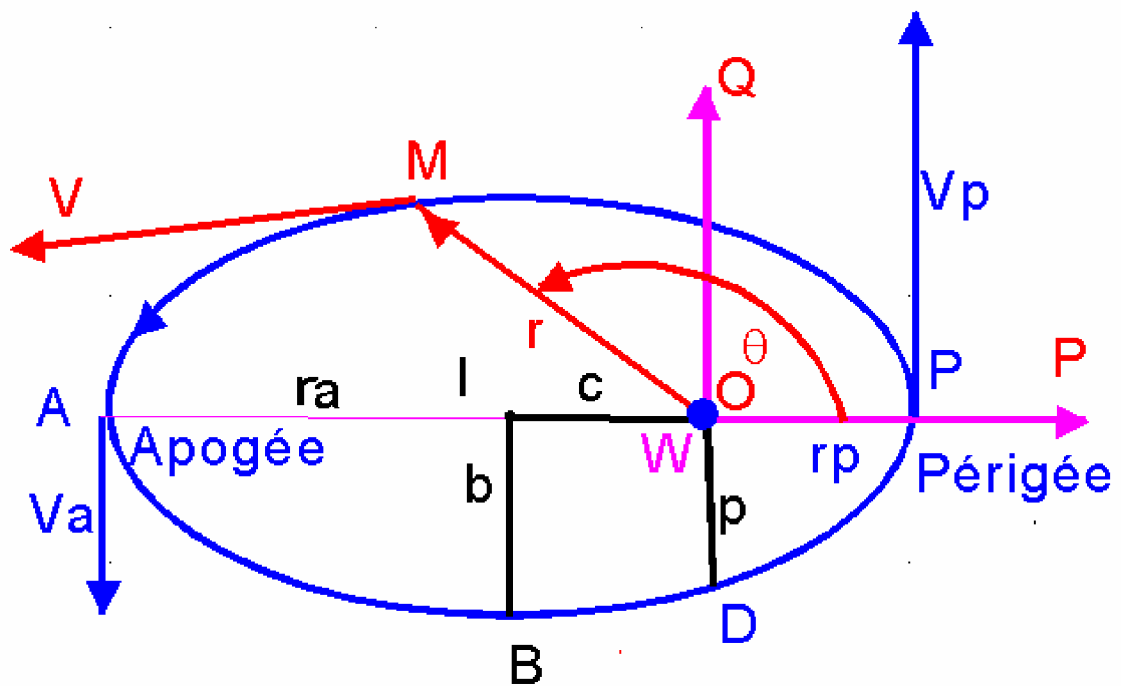


Figure 3.11 : L'ellipse et les différentes longueurs [2].

La figure 3.11 ; illustre clairement les définitions suivantes [2].

a. Longueurs remarquables

a est demi grand axe, $2a = AP$.

A est l'apogée, point le plus éloigné de O.

P est le périgée, point le plus rapproché de O.

b demi petit axe, $b = IB$, I est le centre.

c demi distance focale, $c = OI$, où O est le foyer actif.

b. Relations remarquables

Nous les donnons sans démonstration, on se basant aux traités classiques de géométrie [2, 12, 7,13].

$$a^2 = b^2 + c^2 \quad ; \quad e = \frac{c}{a} \quad (3.17)$$

$$p = a(1 - e^2) \quad ; \quad b = a\sqrt{1 - e^2} \quad (3.18)$$

$$r_p = a(1 - e) = \frac{p}{1 + e} \quad ; \quad r_a = a(1 + e) = \frac{p}{1 - e} \quad (3.19)$$

c. Définition bifocale de l'ellipse

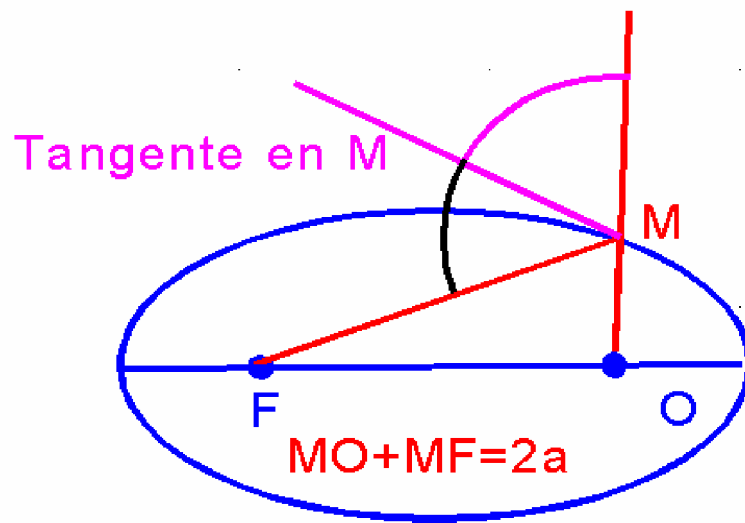


Figure 3.12 : Définition bifocale de l'ellipse [2].

Une ellipse est l'ensemble des points du plan dont la somme des distances à 2 points fixes O et F est constante et égale à $2a$. De plus la tangente en M à l'ellipse est bissectrice extérieure de l'angle des rayons vecteurs (Figure 3.12) [2,12].

d. Période orbitale

La loi des aires permet de calculer la période orbitale képlérienne T . En effet l'aire A de l'ellipse vaut $A_r = \pi ab$ [2,12] :

$$\frac{dA_r}{dt} = \frac{K}{2} = \frac{\sqrt{\mu a(1 - e^2)}}{2} \Rightarrow A = \frac{\sqrt{\mu a(1 - e^2)}}{2} T_T = \pi ab = \pi a^2 \sqrt{1 - e^2} \quad (3.20)$$

$$\boxed{T_T = 2\pi a \sqrt{\frac{a}{\mu}} \Leftrightarrow \frac{T_T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{\mu}} \quad (3.21)$$

Nous retrouvons ainsi une des lois de KEPLER les plus remarquables.

- On peut dès lors calculer le rayon de l'orbite géostationnaire, puisque la période orbitale est celle de la Terre, soit $T_T = 23 \text{ h } 56 \text{ mn } 04,1 \text{ s} = 86164,1 \text{ s}$. Le calcul donne alors $r_g = 42164 \text{ km}$ [2, 12].

3.4.4.4. Energie et demi-grand axe

Il existe une relation remarquable entre E et a , que nous établissons pour une ellipse [2, 12, 7,13] :

$$\left[\begin{array}{l} e = \sqrt{1 + \frac{2EK^2}{\mu^2}} \\ p = \frac{K^2}{\mu} = a(1 - e^2) \end{array} \right] \Rightarrow E = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.22)$$

Pour l'hyperbole il suffit de changer de signe.

3.4.5. Résumé des équations

Pour tout ce qui concerne le calcul des vitesses et des angles sur une trajectoire képlérienne, les équations de conservation sont suffisantes. Nous nous limitons à l'ellipse, Pour un cercle, $e=0$ [2, 12, 7,13].

3.4.5.1. Conservations

Equation de l'énergie :

$$E = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu}{r} = \frac{1}{2}V_0^2 - \frac{\mu}{r_0} = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.23)$$

Conservation du moment cinétique ou mieux LOI DES AIRES :

$$K = r^2 \dot{\theta} = V r \cos \gamma = V_0 r_p \cos \gamma_0 \quad (3.24)$$

$$K = V_{ap} r_a = V_p r_p = \sqrt{\mu a (1 - e^2)} \quad (3.25)$$

Ou' V_p : la vitesse de la périégée.

V_{ap} : la vitesse de l'apogée.

r_p : rayon périégée.

r_a : rayon apogée.

3.4.5.2. Quelques relations courantes

Pour l'ellipse :

$$V_r = \dot{r} = V \sin \gamma \quad V_{\theta'} = V \cos \gamma \quad (3.26)$$

$$\sin \gamma = e \sqrt{\frac{\mu}{p}} \frac{\sin \theta'}{V} = \frac{e \sin \theta'}{\sqrt{1 + 2e \cos \theta' + e^2}} \quad (3.27)$$

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \frac{(1+e)}{(1-e)}} \quad V_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \frac{(1-e)}{(1+e)}} \quad (3.28)$$

x et y : les coordonnées cartésiennes dans le repère de Kepler.

$$\begin{aligned} x &= a \cdot \cos(\theta') \\ y &= b \cdot \cos(\theta') \end{aligned} \quad (3.29)$$

CHAPITRE 4

EQUATIONS DE MONTÉE ET PERFORMANCES D'UN LANCEUR

4.1. Introduction

Ce chapitre, plus précis et opérationnel, se propose à propos d'un tir réel, simple équatorial, d'établir les équations du mouvement du lanceur durant sa phase propulsée et de caractériser ses performances.

4.2. Equations du mouvement

Il y'a une base de tir pratiquement équatoriale à KOUROU, excellente pour les tirs GTO vers l'orbite géostationnaire (Figure 4.1).

Afin de ne pas inutilement alourdir les calculs, nous limitons l'étude au cas simple mais réel, sous les hypothèses suivantes [2].

- Base de tir équatoriale
- Tir vers l'Est dans le plan équatorial
- Vol du lanceur plan, donc dans le plan équatorial.
- Terre sphérique à potentiel de gravitation newtonien

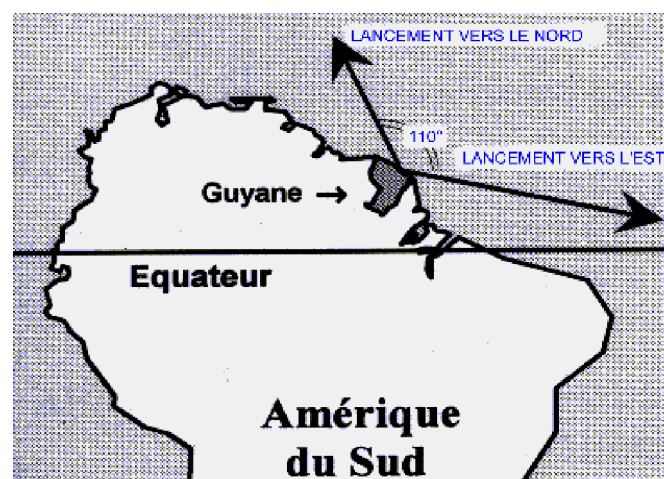


Figure 4.1 : Situation du Centre Spatial Guyanais CSG [3,2].

a. Définitions

De nombreuses notions interviennent, dont nous donnons ou rappelons les définitions en liaison avec la figure (4.2), qui suit [2].

- $\dot{V}_a$ (m/s ou km/s) : Vecteur vitesse absolue, c'est la vitesse utilisée dans le Mouvement képlérien, mesurée dans $X_a Y_a Z_a$.
- $\dot{V}_R$ (m/s ou km/s) : Vecteur vitesse relatif à la terre, par exemple dans le repère ENZ, c'est la vitesse mesurée par un ensemble de radars ou encore mesurée dans $OX_T Y_T Z_T$.
- $\dot{V}_T, \dot{V}_{eT}$ (m/s ou km/s) : Vitesse d'entraînement due à la rotation terrestre calculée à la position courante du lanceur.
- Isp (m/s ou N.s/kg) : Impulsion spécifique des ergols d'un moteur.
- γ_a, γ (Radian ou degré) : Pente locale de la vitesse absolue sur l'horizontale locale
Ou encore la direction ortho radiale.
- β (Radian ou degré) : Pente locale de la vitesse relative sur l'horizontale locale ou encore la direction ortho radiale.
- i (Radian ou degré) : Incidence du véhicule, angle entre l'axe longitudinal du véhicule et la vitesse relative V_R (Vitesse air).
- δ (Radian ou degré) : Angle de déviation de l'axe tuyère par rapport à l'axe Lanceur, intervient dans l'asservissement de pilotage.
- ψ (Radian ou degré) : Angle polaire de la position du centre d'inertie du lanceur dans le repère absolu.
- $\theta(t)$ (Radians ou degré) : Assiette du lanceur. Angle entre l'axe lanceur et une horizontale soit :

Locale $\Rightarrow$ assiette locale.

Absolue $\Rightarrow$ assiette absolue, dans ce cas
L'horizontale de l'instant de tir est mémorisée, celle de Kourou .
- Z (m ou km) : Altitude sol du lanceur.
- X (m ou km) : Distance sol parcourue par le lanceur rapportée à la base Kourou.
- C_x (Sans) : Coefficient aérodynamique de traînée du lanceur.
- C_z (Sans) : Coefficient aérodynamique de portance du lanceur.
- R_x (N) : Force de traînée sur le lanceur, opposée à la vitesse.

- R_z (N) : Force de portance sur le lanceur, dont l'orientation dépend de l'angle d'incidence i_i .
- $S(m^2)$: la surface de lanceur projetée sur laquelle s'exerce la pression.
- F (N) : Poussée des moteurs, dépendant de l'étage et du temps.
- $M(t)$ (Kg) : Masse instantanée du lanceur.
- M_u (Kg) : Masse utile, c'est à dire la masse située au dessus de la partie considérée comme étant le lanceur.
- M_{pi} (Kg) : Masse des propergols utiles d'un moteur i , masse effectivement brûlée.
- M_{si} (Kg) : Masse de structure du moteur d'indice i , masse autres que d'ergols.
- M_i (Kg) : Masse d'un moteur, $M_i = M_{pi} + M_{si}$.
- ω_i (sans) : Indice constructif du moteur n° i .
- M_c (Kg) : Masse de la coiffe protégeant le satellite lors de la traversée des couches atmosphériques.
- q (Kg/s) : Débit massique d'un moteur.
- q_e (Kg/s) : Débit d'eau éventuel.
- $\rho(Z)$ (Kg/m³) : Masse volumique de l'air à l'altitude Z du lanceur.
- R_T (M ou km) : Rayon équatorial terrestre.
- S_e (m²) : Surface de sortie des tuyères.
- ω_T (Rd/s) : Vitesse angulaire de rotation de la terre sur elle-même.
- P_e (Pa) : Pression d'éjection en sortie de tuyère.
- P_a (Pa) : Pression ambiante dans l'atmosphère là où est le lanceur, $P_a = P_a(Z)$.
- G' (m/s²) : Accélération de la gravité newtonienne, sans tenir compte des perturbations gravitationnelles.

A partir de ce point, ces notions seront donc supposées connues.

- Injection en libération de l'attraction terrestre, etc...

c. Différence entre assiette locale et assiette absolue

Suivant le type de centrale inertielle embarquée sur le lanceur, mémorisant un plan horizontal, soit le plan local, soit le plan horizontal de Kourou au moment du décollage, l'angle entre l'axe lanceur et ce plan, appelé assiette sera qualifié de LOCALE ou ABSOLUE [2], (Figure 4.3).

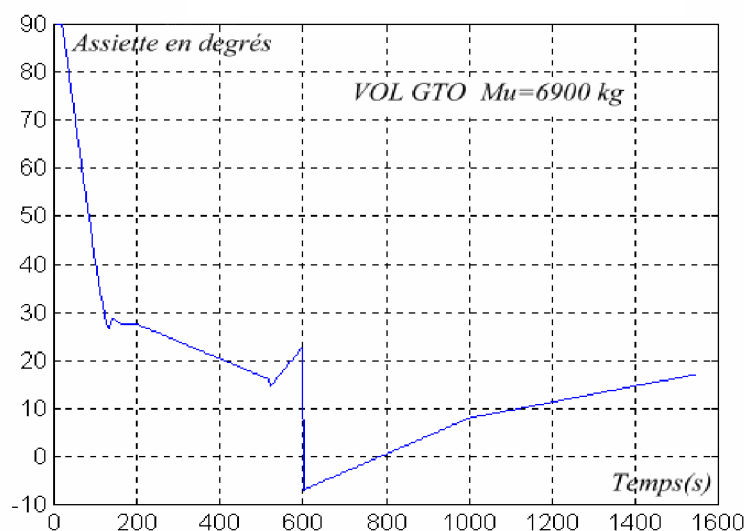


Figure 4.3 : Loi d'assiette locale $\theta(t)$ de Ariane 5 [3,2].

4.2.1. Repères utilisés et calculs Préliminaires

4.2.1.1. Repères

Pour tous les repères l'axe n°3 est l'axe sud-nord de la rotation terrestre, nous ne donnons que les deux autres axes situés dans le plan équatorial [2], (Figure 4.2).

a. Repère absolu, noté $R_a = O X_a Y_a$

Constitué par exemple X_a qui pointe depuis le centre terre Kourou au moment du décollage [2], (Figure 4.2).

b. Repère relatif, noté $R_T = O X_T Y_T$

Constitué par exemple X_T qui pointe depuis le centre terre Kourou à l'instant courant t [2], (Figure 4.2).

$$(\dot{X}_a, \dot{X}_T) = \omega_T \cdot t \quad (4.1)$$

c. Repère relatif, Repère des coordonnées polaires noté Rp = O u v :

Repère des coordonnées polaires du lanceur G_r , constitué du radial u qui pointe depuis le centre de l'orthoradial v suivant la direction de l'Est. Les coordonnées polaires de G_r centre le lanceur à l'instant courant t : $r = R_T + Z$ et ψ . On peut retrouver facilement les relations suivantes [2], (Figure 4.2) (Appendice B) :

$$\dot{V}_T = \omega_T \cdot (R_T + Z) \dot{v} \quad (4.2)$$

$$\dot{\psi} = \omega_T + \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z} \quad (4.3)$$

$$\left(\frac{d\dot{V}}{dt} \right)_a = - \left(\omega_T + \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z} \right) \dot{u} \quad (4.4)$$

$$\frac{dZ}{dt} = V_R \sin \beta \quad (4.5)$$

d. Repère dit aérodynamique O XY

Comme la force aérodynamique s'exerçant sur le lanceur traversant l'atmosphère; se décompose classiquement en traînée et portance sur ces axes, ce repère jouent un rôle important. On pose alors habituellement [2], (Figure 4.2) (Appendice B) :

$$\dot{X} = \frac{\dot{V}_R}{V_R} \quad (4.7)$$

$$\dot{Y} = \dot{Z} \wedge \dot{X} \quad (Z \text{ est l'axe Sortant}) \quad (4.8)$$

$$\dot{R}_X = -R_X \cdot \dot{X} \quad (4.9)$$

$$\dot{R}_Z = -R_Z \cdot \dot{Y}$$

$$(\dot{X}_a, \dot{X}) = \psi + \frac{\pi}{2} - \beta \quad (4.10)$$

$$\left(\frac{d\dot{X}}{dt} \right)_a = \left(\omega_T + \frac{V_R \cdot \cos \beta}{R_T + Z} - \dot{\beta} \right) \dot{Y} \quad (4.11)$$

4.2.1.2 .Accélération et forces

La phase propulsée débute à l'instant t_0 du décollage et s'achève à l'instant t de l'extinction du moteur du dernier étage. On ne s'intéresse ici qu'au mouvement plan du centre d'inertie G_r du lanceur et pas au mouvement autour de G_r , puisqu'il est contrôlé par la loi de montée $\theta(t)$ [2].

Nous traduirons tout simplement la loi fondamentale exprimée dans R_a , mais projetée sur les axes X et Y du repère aérodynamique [2], (Figure 4.2) (Appendice B).

$$\dot{V}_a = \dot{V}_R + \dot{V}_T = \dot{V}_R \dot{X} + \omega_T (R_T + Z) \dot{V} \quad (4.12)$$

$$M \left(\frac{d\dot{V}_a}{dt} \right)_{R_a} = \sum F_{ex} = M \dot{G}' + \dot{R}_X + \dot{R}_Z + \dot{F} \quad (4.13)$$

Avec les préliminaires ci-dessus, le lecteur n'aura pas de difficultés à établir les composantes qui suivent [2], (Appendice B) :

$$\left(\frac{d\dot{V}_a}{dt} \right)_{R_a} = \begin{bmatrix} \dot{X} \rightarrow \frac{dV_R}{dt} - \omega_T V_T \sin \beta \\ \dot{Y} \rightarrow V_R \left[\omega_T \left(\frac{V_T}{V_R} + \frac{V_R}{V_T} \right) \cos \beta + 2 \omega_T - \dot{\beta} \right] \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

4.2.2. Equations de la phase Propulsée

La projection sur les axes du repère aérodynamique, il vient : les deux premières équations, complétées par celle de la vitesse radiale [2], (Appendice B).

$$\frac{dV_R}{dt} = \frac{F}{M} \cos(\theta + \delta - \beta) - (G' - \omega_T V_T) \sin \beta - \frac{R_X}{M} \quad (4.15)$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{1}{V_R} \left[\frac{F}{M} \sin(\theta + \delta - \beta) + \frac{R_Z}{M} - G \cos \beta \right] + 2\omega_T + \omega_T \left(\frac{V_T}{V_R} + \frac{V_R}{V_T} \right) \cos \beta \quad (4.16)$$

$$\frac{dz}{dt} = V_R \sin \beta \quad (4.17)$$

4.2.2.1. Système différentiel du mouvement

Comme ces équations peuvent donner lieu à des projets, le calcul est détaillé pour une bonne préparation de l'intégration numérique.

Posons un vecteur de R^3 noté Y de composantes V_R, β, Z .

Y satisfait à une équation différentielle d'ordre 1 de la forme classique [2] :

$$\frac{d\dot{Y}}{dt} = F(\dot{Y}, t) \quad Y(t_0) = \dot{Y}_0 \quad (4.18)$$

Le mouvement est régi par les équations suivantes, à mettre en œuvre lorsqu'on désire simuler une trajectoire de montée :

$$\frac{dV_R}{dt} = \frac{F}{M} \cos(\theta + \delta - \beta) - (G' - \omega_T V_T) \sin \beta - \frac{R_x}{M}$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{1}{V_R} \left[\frac{F}{M} \sin(\theta + \delta - \beta) + \frac{R_z}{M} - G \cos \beta \right] + 2\omega_T + \omega_T \left(\frac{V_T}{V_R} + \frac{V_R}{V_T} \right) \cos \beta$$

$$\frac{dz}{dt} = V_R \sin \beta$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho(Z) S C_x V_R^2 \quad (4.19)$$

$$R_z = \frac{1}{2} \rho(Z) S C_z V_R^2 \quad (4.20)$$

$$F = qV_e + S_e [p_e - p_0(Z)] \quad (4.21)$$

$$G' = \frac{\mu_T}{(R_T + Z)^2} \quad (4.22)$$

- Si de plus on souhaite suivre la distance sol parcourue depuis la base de Kourou en mouvement, on ajoute au système différentiel une équation supplémentaire [2] :

$$\frac{dX}{dt} = R_T \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z} \quad (4.23)$$

$C_x, C_z, Pa(Z), \theta(t), \delta(t), ii(t), \rho(Z), Mach, C(Z)$ vitesse du son, sont connus soit littéralement soit tabulés soit sous forme de graphes. $\rho(Z)$ correspond en général à

l'atmosphère standard. L'évolution de la masse $m(t)$ lanceur, au cours du vol, est modélisée grâce à la chronologie de vol [2].

- Dans la plupart des calculs δ et η sont des angles si faibles (sauf δ dans la phase de basculement lanceur survenant entre 20 et 60 secondes de vol), qu'ils sont tenus pour nuls [2].
- Le lanceur étant en effet très fragile transversalement et peu résistant aux efforts de flexion, le vol s'effectue pratiquement à incidence nulle, pour éviter des forces transverses. De même δ reste au voisinage de 0, seulement sollicité par le système de pilotage automatique, avec des braquages très faibles des tuyères [2].
- On aura noté qu'au moment du décollage, une division par $V_R = 0$ est à éviter [2].

4.2.2.2. Intégration du système et résultats

Naturellement, pour une exploitation exacte, une intégration numérique est nécessaire, utilisant un algorithme de calcul numérique. Il en existe de nombreux, nous fournissons celui de Runge-Kutta à l'ordre 4.

Le système différentiel ci-dessus donne à chaque instant t , le vecteur Y , soit V_R , β , Z , donc les conditions relatives. Or, en cas d'arrêt volontaire, commandé, du moteur du troisième étage, la trajectoire empruntée est une conique définie par des conditions absolues. Il faut donc effectuer la conversion [2].

a. Cas Equatorial

Le triangle des vitesses V_a , V_R , V_T donne, [2], (Figure 4.6) :

$$V_a = V_0 = \sqrt{V_R^2 + V_T^2 + 2V_R V_T \cos \beta} \quad (4.24)$$

$$\gamma_a = \gamma_0 = \text{Arc sin} \left(\frac{V_R}{V_T} \sin \beta \right) \quad (4.25)$$

b. Cas général

Un travail vectoriel plus conséquent doit être réalisé avec les relations donnant les vecteurs r et V [2].

$$\dot{r} = (R_T + Z)\dot{u} \quad (4.26)$$

$$\dot{V}_a = \dot{V}_R + \dot{V}_T \quad (4.27)$$

Dans les deux cas la prévision de l'orbite atteinte est aisée, et en particulier, lors d'un transfert GTO, le calcul de l'apogée doit être effectué tout au long du vol de l'étage 3, pour arrêter les moteurs au bon moment [2].

4.3. Performances lanceur

Nous possédons en KOUROU, une base de tir pratiquement équatorial, excellent pour les tirs vers l'orbite [2], (Figure 4.1).

4.3.1. Caractérisation différentielle des performances

Transformons l'équation (4.15), pour la mettre sous la forme différentielle suivante [2] :

$$dV_R = \frac{F}{M} dt - \left\{ \frac{F}{M} [1 - \cos(\delta + ii)] dt + \frac{R_x}{M} dt + g \sin \beta dt \right\} \quad (4.28)$$

La pesanteur réelle

$$g = G' - \omega_T V_T = G' - \omega_T^2 (R_T + Z) \quad (4.29)$$

Incidence

$$ii = \theta - \beta \cong 0 \quad (4.30)$$

L'équation donne l'accroissement de vitesse relative, au sens large algébrique, entre l'instant t et l'instant $t+dt$. L'équation révèle quatre termes [2]:

$$dV_{\text{prop}} = \frac{F}{M} dt \quad (4.31)$$

$$dV_{\text{pilotage}} = \frac{F}{M} [1 - \cos(\delta + ii)] dt \quad (4.32)$$

$$dV_{\text{Trainée}} = \frac{R_x}{M} dt \quad (4.33)$$

$$dV_{\text{pesanteur}} = g \sin \beta dt \quad (4.34)$$

- $dV_{\text{prop}} : > 0$, du moins en présence d'une poussée, représentant un gain de vitesse propulsive [2].
- $dV_{\text{pertes}} : < 0$ représentant les pertes de vitesse subies entre t et $t+dt$, cet ensemble se décomposant ci dessous en trois termes [2], comme suit :
- $dV_{\text{pilotage}} : \text{ou encore } dV_{\text{pil}}$. L'interprétation de ce terme est simple si on se représente l'orientation de la poussée sur un dessin (Figure 4.4), où il apparaît que la perte par

pilotage disparaît si la poussée se fait dans le sens de la vitesse V_R , ce qui est évident [2].

De telles pertes existent dans deux cas [2] :

- a. Une programmation volontaire de basculement de l'axe lanceur, par orientation de la poussée (δ non nul), en général entre 20 et 60 secondes après le décollage (Figure 4.4).
 - b. Dans une séquence de pilotage automatique, avec une intervention non prévisible du système de stabilisation et de guidage de la fusée, qui "contre" une erreur de pointage de l'axe fusée, pour des raisons très diverses et que la centrale inertielle a détectée.
- $dV_{\text{traînée}}$: C'est une perte évidente, puisque la traînée s'oppose au mouvement.

$$dV_{\text{Trainée}} = \frac{1}{2} \rho(Z) \frac{SC_x}{M} V_R^2 dt \quad (4.34)$$

En effet le coefficient de forme SC_x/M décroît en fonction des dimensions, puisque la masse croît comme le cube des dimensions et la surface comme le carré.

- $dV_{\text{pesanteur}}$: Encore noté dV_{pes} , c'est une perte inévitable due à la transformation d'énergie cinétique en énergie potentielle. On voit dans l'expression de cette perte, l'influence de la pente de montée β . Le calcul est le même que pour une masse sur un plan incliné [2].

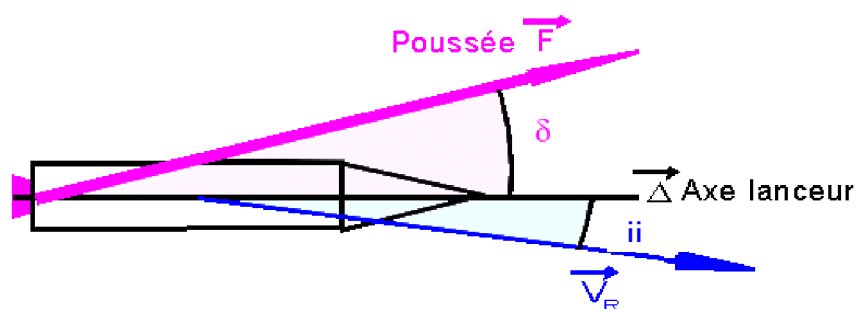


Figure 4.4 : L'orientation de l'axe lanceur et de la poussée.

En définitive nous écrirons simplement $dV_R = dV_{\text{prop}} - dV_{\text{pertes}}$. Ce second terme a une expression tellement complexe que son évolution au cours de la phase propulsée, il est impossible à calculer à la main [2].

Seul le terme dV_{prop} est utilisable.

4 3 2. Calcul des performances propulsives d'un étage

Nous noterons t_{0i} l'instant d'allumage des moteurs de l'étage i , et t_{fi} celui de son extinction, supposée instantanée (En réalité il y a une queue de poussée durant quelques secondes) [2].

La vitesse relative varie entre ces deux instants de :

$$\left[\Delta V_R \right]_{t_{0i}}^{t_{fi}} = V_R(t_{fi}) - V_R(t_{0i}) = \int_{t_{0i}}^{t_{fi}} V_{\text{prop}} - \int_{t_{0i}}^{t_{fi}} V_{\text{pertes}} = \Delta V_{\text{prop}}^i - \Delta V_{\text{pertes}}^i \quad (4.35)$$

La quantité ΔV_{pertes} est, nous l'avons déjà dit, impossible à évaluer sans moyen informatique et encore faut-il prendre en compte toutes les équations du mouvement. On s'intéresse donc seulement à ΔV_{prop} [2].

$$\Delta V_{\text{prop}} = \int_{t_{0i}}^{t_{fi}} \frac{F}{M(t)} = \int_{t_{0i}}^{t_{fi}} Isp_i \cdot \frac{q \cdot dt}{M(t)} = - \int_{t_{0i}}^{t_{fi}} Isp_i \frac{dM}{M(t)} \quad (4.36)$$

On comprend bien que l'intégration serait aisée si Isp_i était une constante. C'est toujours vrai pour les moteurs des étages 2, 3 ou 4 ..., fonctionnant dans le vide. Pour l'étage 1, atmosphérique, la poussée et donc l'impulsion spécifique variaient de 10 à 15 % maximum, entre le sol et le vide. Donc en étant optimiste près du sol et pessimiste en fin d'étage, on peut prendre avec une excellente approximation, une valeur moyenne pour Isp_1 [2].

$$(Isp_1)_m = \frac{F_{1\text{sol}} + F_{1\text{vide}}}{2q_1} = \frac{Isp_{1\text{sol}} + Isp_{1\text{vide}}}{2} \quad (4.37)$$

L'intégration évidente fournit une relation capitale pour le calcul des performances propulsives idéales d'un étage [2] :

$$\forall i \quad \Delta V_{\text{prop}}^i = Isp_i \cdot \ln \frac{M(t_{0i})}{M(t_{fi})} = Isp_i \cdot \ln \frac{M_{0i}}{M_{fi}} = Isp_i \cdot \ln \lambda_i \quad (4.38)$$

$$\text{Où } \lambda_i = \frac{M_{0i}}{M_{fi}} = \frac{M_{0i}}{M_{0i} - M_{pi}} \quad (4.39)$$

λ_i s'appelle le rapport de masse associé à l'étage i . On retiendra donc [2] :

$$\forall i \quad \Delta V_{\text{prop}}^i = Isp_i \cdot \ln \lambda_i \quad \text{où } \lambda_i = \frac{M_{0i}}{M_{fi}} = \frac{M_{0i}}{M_{0i} - M_{pi}}$$

Et si on connaît une estimation des pertes, alors :

$$\Delta V_R = \Delta V_{prop}^i - \Delta V_{pertes}^i \quad (4.40)$$

- Un rapport de masse est naturellement toujours > 1 et généralement inférieur à 7.
- C'est cette relation qui montre que la vitesse atteinte ne peut pas être infinie, ni même très grande, car la masse de structure du moteur impose, au mieux pour un mono étage, $M_{oi} = M_{pi} + M_{si}$ et donc un rapport de masse fini [2].
- Evident aussi que plus l'impulsion spécifique d'un ergol est grande plus la performance est grande. Quant on sait que des ergols classiques ont une impulsion spécifique de l'ordre de 3000 m/s, comparée aux 4400 m/s du mélange cryotechnique $LH_2 + LO_2$, on comprend l'utilisation de ce dernier mélange, même au prix de complications techniques sévères [2].

a. Les pertes de vitesse

Pour la première génération Ariane 1, pour un tir GTO et un tir à 200 km, les pertes se distribuaient sensiblement comme suit [2] :

ETAGE 1 : -1230 m/s

ETAGE 2 : -335 m/s

ETAGE 3 : -165 m/s

b. Pertes totales

- 1730 m/s dont 60 m/s en pilotage, 140 m/s en traînée et 1530 m/s de pertes par pesanteur [2].
- Pour une satellisation en circulaire à 1000 km, les pertes avoisinent 3800 m/s, pertes essentiellement due à la pesanteur.

Lors d'une manœuvre de correction de trajectoire, supposée impulsienne ou du moins de courte durée, la poussée s'exerce toujours dans le même sens et les pertes sont donc nulles, Puisque l'opération a lieu dans le vide et sans changement notable d'altitude [2].

4.3.3. Performances propulsives du lanceur

Connaissant étage par étage, les possibilités de chaque moteur, on obtient les performances propulsives du lanceur complet [5] :

$$\Delta V_{prop} = \sum_1^n \Delta V_{prop}^i = \sum_1^n Isp_i L n \lambda_i \quad (4.41)$$

Cette fonction dépend naturellement de nombreuses variables [5,2] :

Impulsions spécifiques I_{sp_i}

Indices constructifs ω_i

Masses d'ergols de chaque moteur M_{pi}

Masse de la coiffe M_c

Et surtout de la masse utile M_u (charge utile = payload en anglais), que le lanceur est chargé de lancer [5,2].

Il est évident que les performances propulsives décroissent lorsque la charge utile croît [5,2].

4.3.4. Ordre de grandeur

Pour assurer une mission circumterrestre, il faut délivrer un minimum de 9000 m/s, pour un lancement GTO environ 11500 m/s et pour une injection interplanétaire jusqu'à 16500 m/s environ [2].

4.3.5. Vitesse relative

Nous avons souligné que le calcul direct ou prévisionnel des pertes de vitesse était impossible à faire. Nous devons donc, dans un premier temps, nous donner une estimation des pertes nommée ΔV_{pertes} . Cette projection du niveau des pertes résulte de l'expérience déjà vécue, ou de celles de concurrents d'Ariane sur des lanceurs du même type ou de premières simulations.

On obtient ainsi la variation de la vitesse relative atteinte en fin de phase propulsée :

$$\Delta V_R = \Delta V_{prop} - \Delta V_{pertes} = \sum_1^n I_{sp_i} \ln \lambda_i - \Delta V_{pertes} \quad (4.42)$$

On aura remarqué que l'équation ci-dessus est scalaire, contrairement à celle qui suit. Le graphe suivant montre, pour Ariane 5, l'évolution de la vitesse relative au cours du vol. On remarquera les phases courtes inter étages [2].

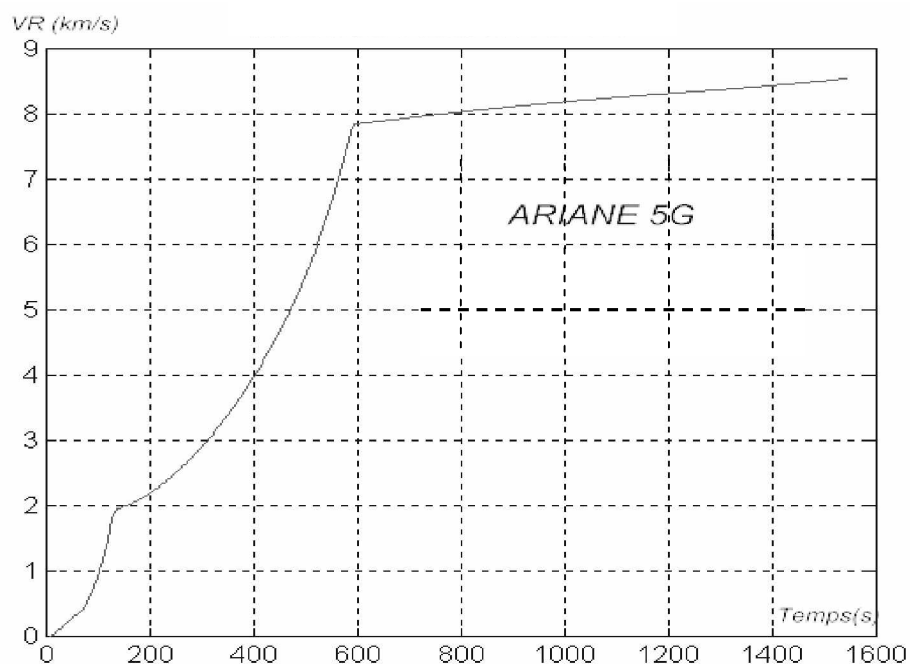


Figure 4.5 : Evolution de la vitesse relative V_R [3,2]

4.3.6. Vitesse absolue du lanceur

Le vol du lanceur conduit naturellement à une injection. Or c'est la vitesse absolue qui doit être prise en compte dans les conditions initiales sur l'orbite qui en résulte. Une composition des vitesses est donc obligatoire à l'endroit de l'injection, d'altitude Z_o .

Nous avons amenés à définir les conditions relatives du tir, azimut relatif β_R , vitesse relative V_R , pente ou angle de tir relatif γ_R [2], (Figure 4.6).

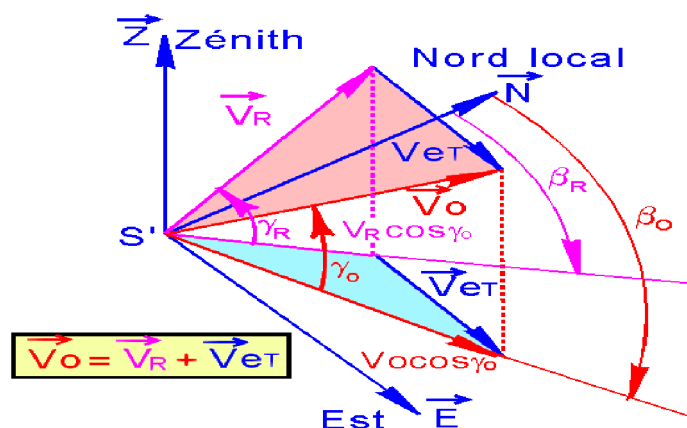


Figure 4.6 : La composition des vitesses à l'endroit de l'injection [2].

La figure (4.6) et les notations sont suffisamment explicites pour justifier les relations ci-dessous, de passage des conditions relatives aux conditions absolues et vice versa [2] :

$$V_0 \cos \gamma_0 \sin \beta_0 = V_R \cos \gamma_R \sin \beta_R + V_{et} \quad (4.43)$$

$$V_0 \cos \gamma_0 \cos \beta_0 = V_R \cos \gamma_R \cos \beta_R \quad (4.44)$$

$$V_0 \sin \gamma_0 = V_R \sin \gamma_R \quad (4.45)$$

Naturellement ces formules s'utilisent dans les deux sens, ce qui explique que nous n'ayons pas cherché à résoudre [2].

a. Remarques

- Pour un tir GTO, vers l'est, il est clair que le tir utilise au mieux la rotation terrestre, lorsque la base de tir est équatoriale. On comprend alors pourquoi, pour de tels tirs, vont se développer des plates-formes de tirs, "offshore", en mer, comme les soviétiques ont déjà commencé à le faire [2].
- Pour des tirs polaires, la rotation terrestre devient un handicap, il faut donc disposer de bases situées à des latitudes élevées [2].

Il en est de même pour les tirs héliosynchrones, quasi polaires, on le sait. de plus, un satellite héliosynchrone est en général au dessus de 500 km, c'est une altitude élevée, pour laquelle les pertes par pesanteur vont être très importantes de l'ordre de 2000 à 3000 m/s. La vitesse caractéristique du lanceur c'est la vitesse absolue atteinte [2].

b. Pourquoi des lanceurs multi étages

Imaginons un lanceur mono étage, de construction fine avec $\omega = 0.1$, disposant des meilleurs ergols du moment $\text{LH}_2 + \text{LO}_2$, donc $I_{sp} = 4400$ m/s, avec des pertes minimales de l'ordre de 1000 m/s, et n'emportant aucune charge utile, profitant de plus d'un tir équatorial avec à 200 km environ 500 m/s de vitesse d'entraînement [5, 2].

Le calcul montrera rapidement qu'un tel lanceur incapable d'une mission lunaire ni même GTO [5, 2].

4.4. Exemples

4.4.1. Allure des trajectoires Ariane

Le graphe qui suit (Figure 4.7) montre la courbe caractéristique de montée des lanceurs de type Ariane [5, 2, 3].

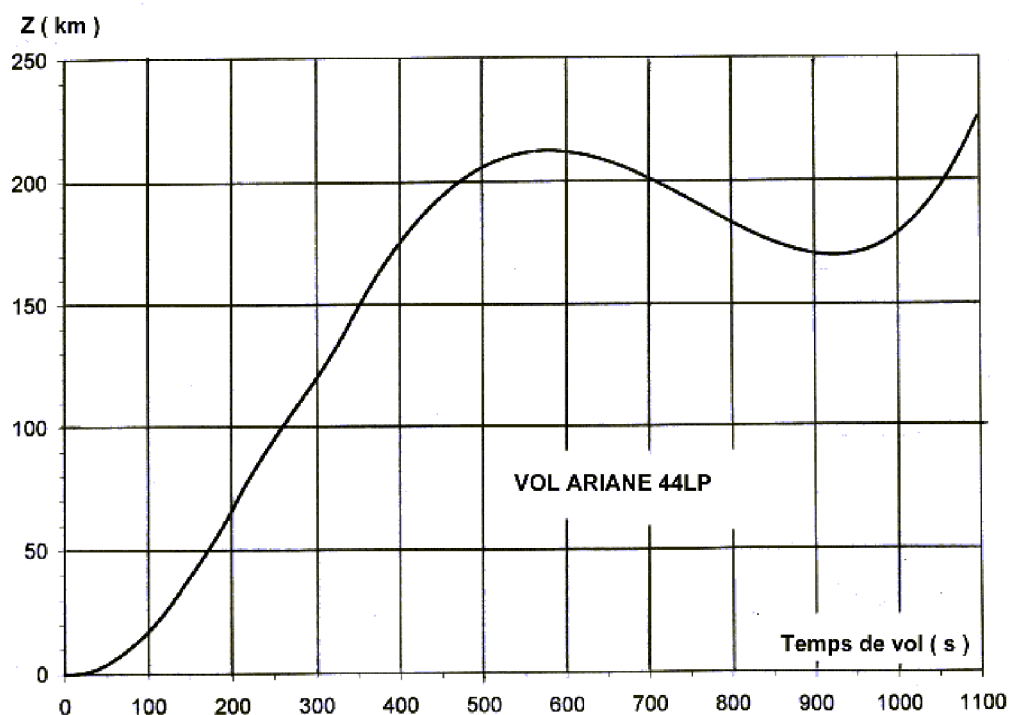


Figure 4.7 : Evolution de l'altitude Z (km) [3, 2].

Ariane est le seul lanceur dont la trajectoire présente, pour les vols GTO, une "redescence" d'une trentaine de km, avant de reprendre son ascension. C'est un choix des concepteurs tenant compte du faible poussé de l'étage. En effet vers $t = 570$ s, la vitesse est horizontale, mais plus faible que la vitesse d'orbitation circulaire, donc tout se passe comme si on était à un apogée et le lanceur amorce sa descente vers un périgée. Le moteur n° 3 pousse et finit, grâce à sa grande I_{sp} , pour atteindre la vitesse de satellisation circulaire, au creux de la ressource. Puis continuant à pousser, le lanceur parvient à la vitesse d'injection de l'ordre de 10.25 km/s [2, 3].

4.4.5. Rôle des PAP ou PAL

Les relations suivantes, aux notations connues, montrent que pour un moteur fonctionnant sans pertes, masses, accélérations, rapport de masse et performance propulsive sont intimement liées [5,2].

$$\Delta V_{prop} = Isp.Ln\lambda = Isp.Ln \frac{M_0}{M_f}$$

$$F = M_0 \Gamma_0 = M_f \Gamma_f \Rightarrow \frac{\Gamma_f}{\Gamma_0} = \frac{M_0}{M_f} = \lambda$$

Donc pour obtenir un ΔV important il faut un rapport de masse important. Si l'on veut limiter l'accélération finale à un niveau raisonnable, notamment en vol habité, on est obligé de limiter l'accélération statique en début de fonctionnement. Il en est presque de même pour le premier étage, ceci expliquant qu'en pratique, le lanceur décolle avec une accélération absolue de 2 à 4 m/s², pas plus [5,2].

La solution pour ne pas dépasser 4g d'accélération statique, est de faire appel à des propulseurs d'appoint à poudre (PAP) ou à liquide (PAL), pour "arracher" le lanceur au décollage et lui communiquer un gain appréciable de vitesse [5,2].

CHAPITRE 5

PROCÉDURE DE CALCUL

5.1. Introduction

Les connaissances théoriques qui ont été développées nécessitent au moins un exemple d'application. Nous avons donc choisi d'utiliser le lanceur ARIANE 5 comme illustration ; il est à la fois moderne et performant.

La fusée ARIANE 5 comporte comme la majorité des lanceurs 3 étages :

Etage 0 : l'E.A.P : ou Etage d'Accélération à Poudre. On l'appelle ainsi car il utilise des Propergols solides et permet d'accélérer la fusée au décollage.

Etage 1 : l'E.P.C : ou Etage Principal Cryogénique. On l'appelle ainsi car le carburant qu'il utilise est liquide et refroidit à de très basses températures.

Etage 2 : l'E.P.S : ou Etage à Propergols Stockables. Il fonctionne avec des propergols liquides et s'occupe d'amener la charge utile en position finale [8].

5.2. La mission

La mission principale est d'injecter, sur une orbite GTO, la charge utile (satellite) [3], (Figure 5.1).

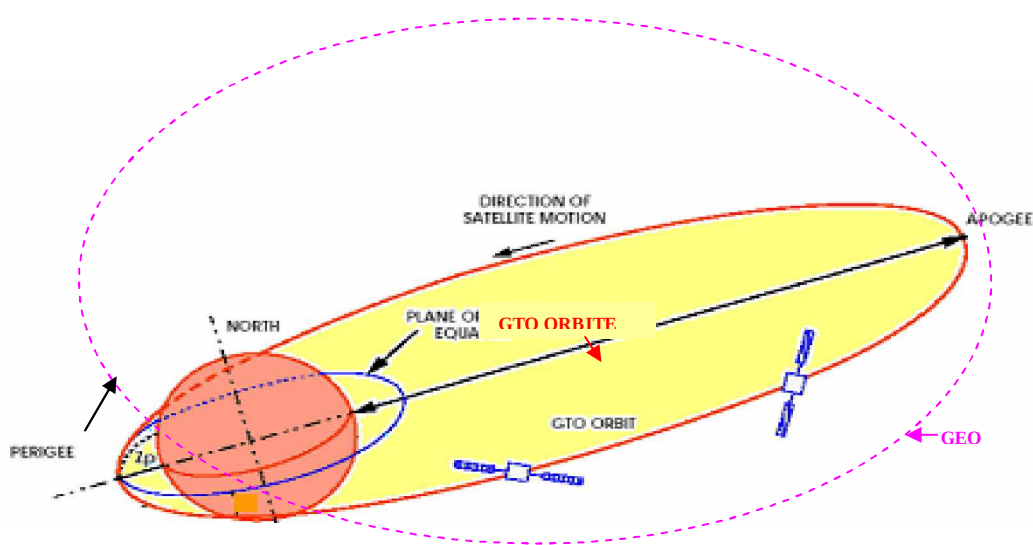


Figure 5.1 : la mission d'injection [3].

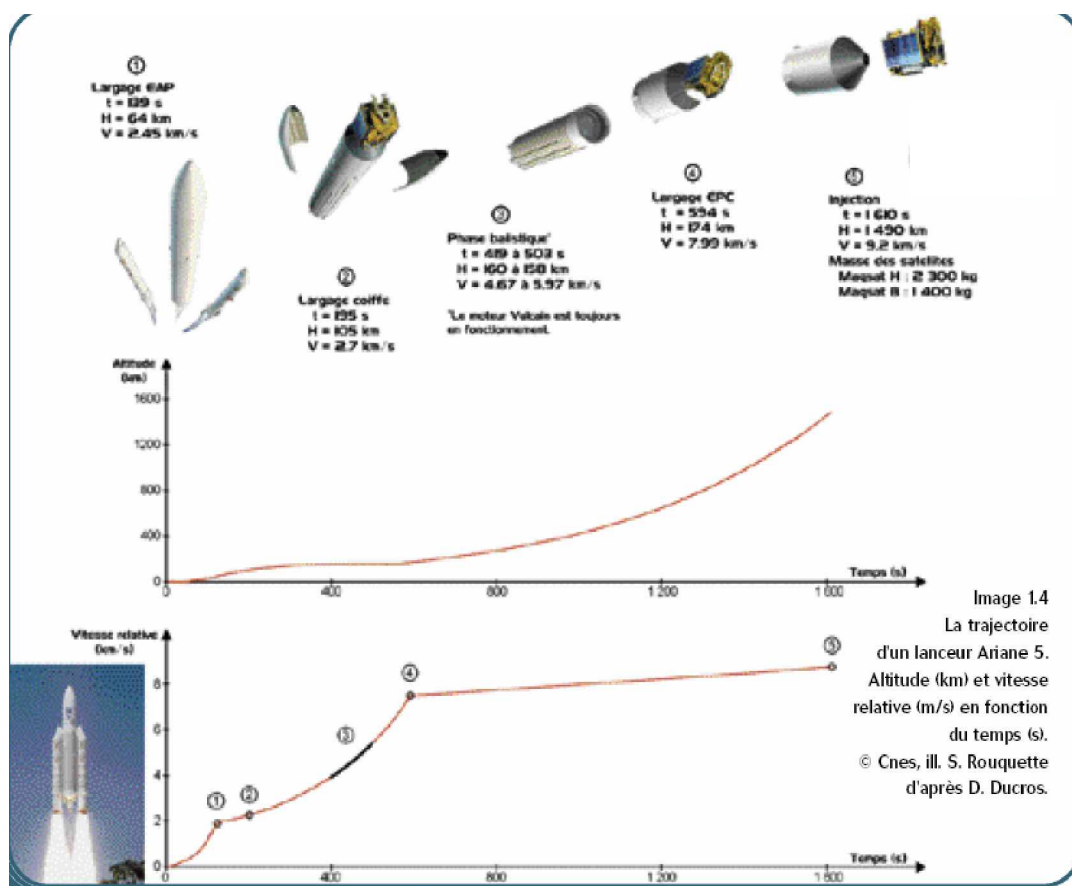


Figure 5.2 : Description des différentes phases du vol [3].

5.3. Phase propulsée du lanceur Ariane 5

5.4. Préliminaires

Le calcul de la trajectoire de vol d'un lanceur (Figure 5.2) repose sur la donnée de l'attitude du lanceur au cours du temps, attitude programmée que le lanceur respecte, en utilisant les forces aérodynamiques ou en orientant ses tuyères sur commande de la centrale inertielle.

On appelle l'angle $\theta(t)$ l'assiette « locale », c'est à dire l'angle de l'axe lanceur et d'un plan horizontal de référence:

Soit fixe dans un repère inertiel, le plan horizontal de la base de tir au moment du tir est mémorisé, on parle ainsi de $\theta_L(t)$ assiette galiléenne rapportée au plan horizontal local de Kourou. L'avantage d'un tel plan est qu'il facilite les problèmes de navigation inertielle.

Soit d'une assiette $\theta(t)$ rapportée au plan horizontal évolutif de la position courante. Ce sera le cas pour le vol Ariane 5 [2], (Figure 5.3).

Le tir à étudier est supposé équatorial, à incidence quasi nulle, le braquage des tuyères = 0.

$\theta(t)$: Assiette galiléenne donnée par une courbe ou un tableau.

On modélisera l'évolution de la masse, de la poussée, et enfin de la traînée, par l'intermédiaire du coefficient de traînée C_x et du modèle d'atmosphère.

De même on étudiera avec précision la motorisation, notamment des EAP, les montées en poussée et les queues de poussée seront modélisées. En début de poussée pour l'étage EPC et en fin de poussée (queue de poussée) pour les EAP, on supposera une évolution linéaire de la poussée [2].



Figure 5.3 : Un éclaté du lanceur [3].

5.5. Système différentiel du mouvement [2]

Le nombre minimum d'inconnues est 4 :

V_R : Vitesse relative

β : Pente de la vitesse relative

Z : Altitude sol

$X(t)$: Distance horizontale parcourue depuis Kourou, supposée entraînée dans la rotation terrestre

Notant Y , le vecteur de R^4 de composantes V_R, β, Z, X , il vient le système différentiel suivant, du premier ordre, de forme générale :

$$\frac{dy}{dt} = F(Y, t)$$

$$\frac{dV_R}{dt} = \frac{F(z)}{M(t)} \cos(\theta(t) + \delta - \beta) - (G' - \omega_T V_T) \sin \beta - \frac{R_x}{M(t)}$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{1}{V_R} \left[\frac{F(z)}{M(t)} \sin(\theta(t) + \delta - \beta) + \frac{R_z}{M(t)} - G' \cos \beta \right] + 2\omega_T + \omega_T \left(\frac{V_T}{V_R} + \frac{V_R}{V_T} \right) \cos \beta \quad (5.1)$$

$$\frac{dz}{dt} = V_R \sin \beta$$

$$\frac{dX}{dt} = R_T \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z}$$

5.5.1. Intégration numérique

Voici quelques précisions sur l'intégration des systèmes différentiels par la méthode de Runge-Kutta [2].

5.5.1.1. Système canonique

Le point de départ est toujours un système différentiel à une ou plusieurs fonctions inconnues, rassemblées dans un vecteur Y de l'espace vectoriel R^n [2].

$$\frac{dy}{dt} = F(Y, t)$$

a. Exemple

Avec une équation différentielle d'ordre 2, très simple, à une fonction inconnue $y(t)$ et une variable t et les deux conditions initiales classiques [2].

$$\begin{aligned} \ddot{y} - 2\dot{y} - 3t^2 y &= t \sin t \\ y(0) &= y_0 \quad \dot{y}(0) = \dot{y}_0 \end{aligned} \quad (5.2)$$

On pose classiquement un nouveau vecteur Y à 2 composantes et l'équation devient un système différentiel d'ordre 1 à 2 inconnues [2] :

$$\begin{aligned} \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y} \end{matrix} &= \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} & \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y}(0) \end{matrix} &= \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y}_0 \end{matrix} = \begin{bmatrix} y(0) \\ \dot{y}(0) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5.3)$$

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{y} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 3t^2 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \dot{y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ t \sin t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 3t^2 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ t \sin t \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{F}(\mathbf{r}, t) \quad \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0$$

Avec un système plus complexe :

$$\frac{dV_R}{dt} = \frac{F(z)}{M(t)} \cos(\theta(t) + \delta - \beta) - (G' - \omega_T V_T) \sin \beta - \frac{R_x}{M(t)}$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{1}{V_R} \left[\frac{F(z)}{M(t)} \sin(\theta(t) + \delta - \beta) + \frac{R_z}{M(t)} - G' \cos \beta \right] + 2\omega_T + \omega_T \left(\frac{V_T}{V_R} + \frac{V_R}{V_T} \right) \cos \beta$$

$$\frac{dz}{dt} = V_R \sin \beta$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho(Z) S C_x V_R^2$$

$$R_z = \frac{1}{2} \rho(Z) S C_z V_R^2$$

$$F = qV_e + S_e [p_e - p_0(Z)]$$

$$G' = \frac{\mu_T}{(R_T + Z)^2}$$

$$\frac{dX}{dt} = R_T \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z}$$

On pose alors la fonction vectorielle inconnue Y :

$$\begin{aligned} \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y} \end{matrix} &= \begin{bmatrix} V_R \\ \beta \\ Z \\ X \end{bmatrix} & \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y}(0) \end{matrix} &= \begin{matrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{Y}_0 \end{matrix} = \begin{bmatrix} V_R(0) \\ \beta(0) \\ Z(0) \\ X(0) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5.5)$$

$$\begin{aligned}\frac{d\dot{Y}}{dt} &= \overset{r}{f}(\overset{r}{V}_R, \beta, Z, X) = \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}, t) \\ \frac{d\dot{Y}}{dt} &= \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}, t) \quad \overset{r}{Y}(0) = \overset{r}{Y}_0\end{aligned}\tag{5.6}$$

5.5.1.2. Runge-kutta ordre 4

Toutes les méthodes d'intégration consistent connaissant une valeur $y(t_i)$ de la fonction à tabler, à l'instant t_i , à calculer sa valeur voisine à l'instant $t_{i+1} = t_i + \Delta t$, par une formule du type [2] :

$$\dot{Y}(t_{i+1}) = \dot{Y}(t_i) + P\Delta t \quad \dot{Y}(t_0) = \dot{Y}_0\tag{5.7}$$

Les diverses méthodes se différencient par le mode de calcul de la pente p de la fonction entre 2 points voisins.

La méthode de Runge-Kutta à l'ordre 4 calcule P à l'aide de 4 valeurs pondérées de cette pente, en des points voisins avec l'algorithme suivant de calcul de 4 constantes K [2].

$$\overset{r}{K}_1 = \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}_i, t_i)\tag{5.8}$$

$$\overset{r}{K}_2 = \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}_i + \frac{\Delta t}{2} \cdot \overset{r}{K}_1, t_i + \frac{\Delta t}{2})\tag{5.9}$$

$$\overset{r}{K}_3 = \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}_i + \frac{\Delta t}{2} \cdot \overset{r}{K}_2, t_i + \frac{\Delta t}{2})\tag{5.10}$$

$$\overset{r}{K}_4 = \overset{r}{F}(\overset{r}{Y}_i + \Delta t \cdot \overset{r}{K}_3, t_i + \Delta t)\tag{5.11}$$

La pente p vectorielle est alors la moyenne pondérée suivante :

$$\overset{r}{P} = \frac{\overset{r}{K}_1 + 2 \cdot \overset{r}{K}_2 + 2 \cdot \overset{r}{K}_3 + \overset{r}{K}_4}{6}\tag{5.12}$$

On obtient ainsi la valeur suivante de la fonction cherchée, inconnue :

$$\dot{Y}(t_{i+1}) = \dot{Y}(t_i) + P\Delta t \quad \dot{Y}(t_0) = \dot{Y}_0$$

Et ainsi de suite par itérations successives. Δt est le pas de l'intégration.

5.6. Chronologie du tir

Tableau 5.1 : Description de Chronologie du tir [2].

Temps en secondes	Evénements
0	Allumage du moteur central (EPC
7	Allumage des 2 boosters à poudre (E.A.P), suppose instantané et décollage
20	Basculement de l'axe lanceur supposé instantané
69	Pression dynamique maximum
122	Fin de pleine poussée des EAP
132 -137	Fin de poussée et queue de poussée des EAP
139	Séparation des EAP
192	Largage de la coiffe
511	Acquisition NATAL
589	Fin de combustion de l'EPC
592	Séparation de l'étage EPC
599	Allumage du moteur HM7B
755	Acquisition ASCENSION
?	Injection GTO NB3: On arrêtera la poussée à l'instant convenable, lors de la combustion de l'HM7, lorsque on obtient un apogée de 36000km.
1571	Limite de fin de combustion du HM7

A défaut d'autres informations et surtout pour ne pas alourdir le système différentiel, nous supposons que le tir initial est dans l'équateur terrestre [3,2] (Figure 5.1).

5.7. Coefficient aérodynamique C_x

Obtenue par recoupements d'informations [2]. (Tableau 5.2).

Tableau 5.2 : Coefficient aérodynamique C_x en fonction de Mach [2].

Mach	C_x
$0 < \text{Mach} < 0.8$	Constante= 1.5
$0.8 < \text{Mach} < 0.9$	Linéaire de 1.5 à 3.24
$0.9 < \text{Mach} < 1.1$	Constante = 3.24
$1.1 < \text{Mach} < 1.4$	Linéaire de 3.24 à 0.6
$1.4 < \text{Mach} < \dots$	Constante = 0.6

Les surfaces de référence

Pour le corps central : Diamètre = 5.46 m

Pour un booster diamètre = 3.15 m

5.8. Loi d'assiette locale

5.8.1. Modélisation de $\theta(t)$

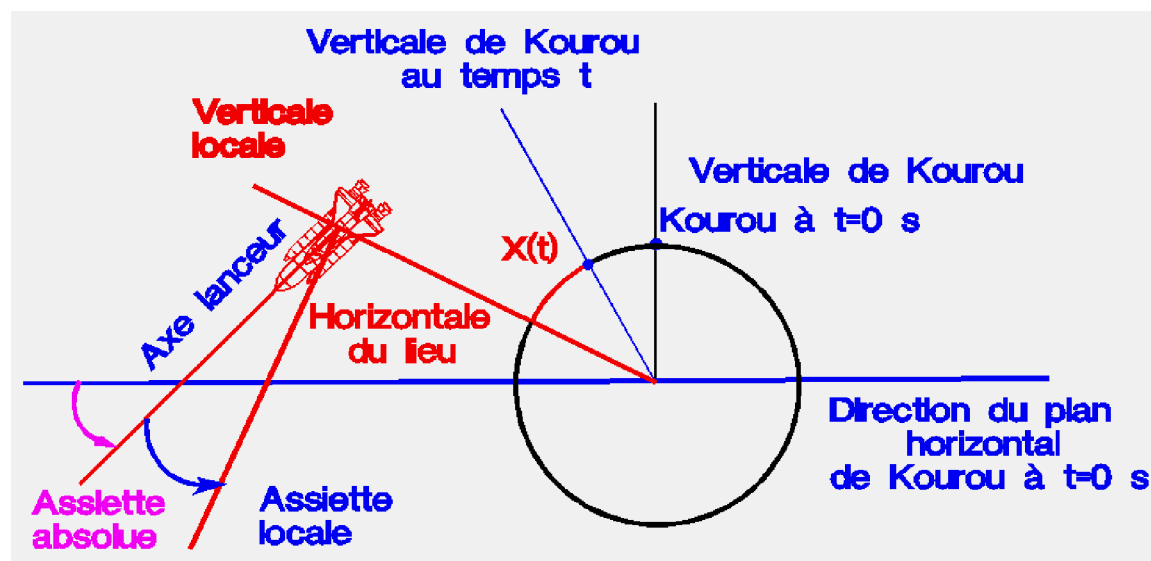


Figure 5.4 : Assiette $\theta(t)$ rapportée au plan horizontal évolutif de la position courante [2].

Une étude d'optimisation qui n'a pas sa place ici permet de déterminer une loi optimale de pilotage du lanceur, notamment la loi d'assiette galiléenne $\theta(t)$ [2], (Figure 5.4).

Cette loi que l'ont pourraient retrouver sur des graphiques ou de la documentation est modélisée par morceaux (Tableau 5.3) [3,2] :

Tableau 5.3 : Modélisation par morceaux la loi d'assiette galiléenne $\theta(t)$ en fonction de temps [2].

Temps	Loi	Valeur début plage	Valeur fin plage
$0 < t < 20$	constante	90°	90°
$20 < t < 100$	linéaire	90°	40°
$100 < t < 130$	Linéaire	40°	26°
$130 < t < 140$	Linéaire	26°	29°
$140 < t < 160$	Linéaire	29°	$27^\circ.5$
$160 < t < 200$	constante	$27^\circ.5$	$27^\circ.5$
$200 < t < 520$	Linéaire	$27^\circ.5$	14°
$520 < t < 600$	Linéaire	$14^\circ.$	20°
$600 < t < 1000$	Linéaire	$- 7^\circ$	$8^\circ.5$
$1000 < t < 1699$	Linéaire	$8^\circ.5$	$16^\circ.5$
$t > 1699$	Terminé	terminé	Terminé

5.9. Modélisation de l'atmosphère terrestre

a. L'atmosphère

b. Vitesse du son

$$C(Z) = \sqrt{\gamma \cdot r' \cdot T'(Z)} \quad (5.13)$$

c. le Mach

$$\text{Mach} = \frac{V_R}{\sqrt{\gamma \cdot r' \cdot T'(Z)}} = \frac{V_R}{C(z)} \quad (5.14)$$

NB : Au dessus de 50 km, il n'y a plus de traînée significative par rapport à la poussée. On la tiendra pour nulle, On limitera les calculs de la variation de la pression et de la densité et de la température jusqu'à une altitude de 50 km [2].

d. La traînée

$$\text{traînée} = R_x = \frac{1}{2} \rho(z) \cdot S \cdot C_x \cdot V_R^2 \quad (5.15)$$

5.10. Modélisation du lanceur

a. Masse utile pour une mission GTO

6800 kg environ [3,2].

La masse utile comprend [3], (Figure 5.5) :

- § La vraie masse utile.
- § Le système SPELTRA.
- § Les adaptateurs éventuels.

Ci-dessous un document du Manuel Utilisateur d'Ariane 5 [3].

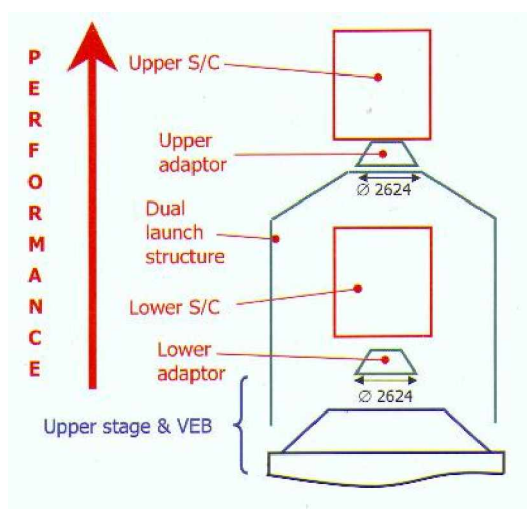


Figure 5.5 : La masse utile du Manuel Utilisateur d'Ariane 5 [3].

b. Masse de la coiffe

On distingue deux tailles de coiffe : la courte et la longue.

La courte mesure - tout de même - 12,728 m de long pour 1.75 tonnes. La longue coiffe mesure 17 m de long pour 2,9 tonnes [3,2].

La coiffe est enlevée à la sortie de l'atmosphère, n'étant plus utile et pesant lourd. Elle reste 192 secondes sur le lanceur, et est larguée vers 105 km d'altitude environ [3,2].

c. Case à équipements

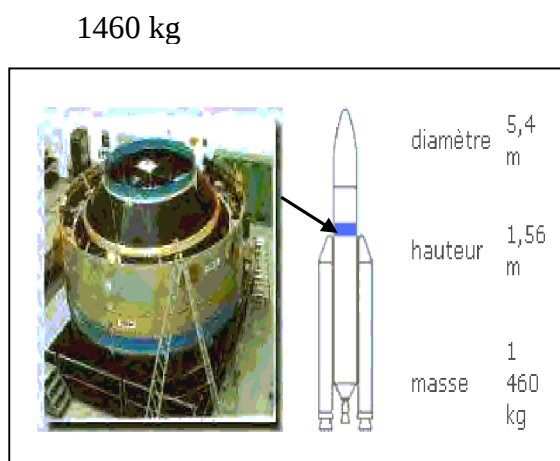


Figure 5.6 : Case à équipement du Manuel Utilisateur d'Ariane 5 [3].

d. Boosters (EAP)

Tableau 5.4 : Caractéristiques des boosters [2].

Objet (Par unité)	Valeur	Unité
Masse d'ergols	237.7	tonne
Masse totale	268	tonne
Temps de combustion	130(115+15)	seconde
Poussée dans le vide	5300	KN

Diamètre externe : 3 m

NB : Les boosters sont largués après 139 secondes de vol [3,2].

e. Etage central cryogénique (EPC)

Tableau 5.5 : Caractéristiques techniques de l'Etage central cryogénique [3,2].

Générales	
Poussée totale dans le vide	1 100 kN
Poussée totale au sol	840 kN
Impulsion spécifique dans le vide	414.25 s
Temps de fonctionnement	589 s
Hauteur	3 m
Diamètre (sortie de tuyère)	1,76 m
Masse totale	1 70 tonnes

Débit d'ergols		
Total		271 kg/s
Chambre		262,2 kg/s
Générateur		8,8 kg/s
Rapport de mélange moteur		5,3
Turbopompes		
Vitesse de rotation	LO ₂	13 400 tr/min
	LH ₂	33 200 tr/min
Puissance des turbines	LO ₂	3 700 kW
	LH ₂	11 900 kW

NB

Ce moteur est allumé 7 secondes avant le décollage effectif. On considérera que le débit monte linéairement jusqu'à sa valeur nominale en 7 secondes et reste ensuite constant [3].

Tableau 5.6 : Caractéristiques générales de l'Etage central cryogénique [3,2].

Objet	Valeur	Unité
Masse d'ergols	158400	kg
Masse totale	171000	Kg
Impulsion spécifique (vide)	414.25	Seconde
Impulsion spécifique (sol)	321	Seconde
Diamètre sortie tuyère	1.76	Mètre
Temps de combustion	589	Seconde
Poussée dans le vide	1100	KN

f. HM7B

Tableau 5.7 : Caractéristiques de l'Etage à propergol stockable [3,2].

Objet	Valeur	Unité
Masse d'ergols (LH ₂ +LO ₂)	13.996	Tonne
Masse totale	15.648	Tonne
Impulsion spécifique vide	446	Seconde

Poussée dans le vide	64.8	KN
Temps de combustion	954	Seconde

5.11. Modélisation de la poussée et du débit

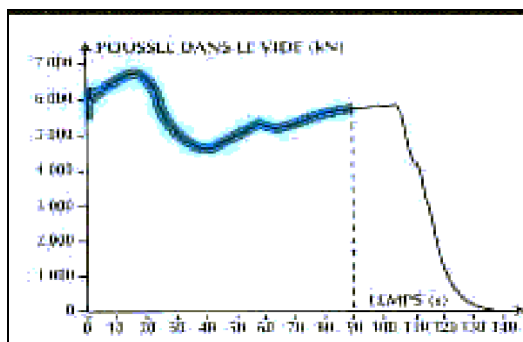


Figure 5.7 : la poussée réelle dans le vide, des boosters en fonction du temps [3].

A défaut d'en connaître plus sur le débit en particulier, nous simplifions le problème en supposant la poussée et le débit constants jusqu'à 122 secondes et décroissants ensuite linéairement de 122 à 137 s [2].

Nous ne pouvons pas modéliser les boosters comme un moteur fusée classique à liquides. On adopte donc :

$7 < t < 122$ s poussée constante de 5300 kN (décollage et allumage des EAP à $t = 7$ s) [2].

$122 < t < 137$ s poussée linéaire de 5300 à 0 KN [2].

NB1: Le largage intervient à $t = 139$ s [2].

5.11.1. Lois de la pousse en fonction du temps

La poussée de EPC [2].

$$F_{EAP} = \text{poussée_EAP_sol}$$

$$F_{EPS} = \text{Poussée_EPS}$$

$$F_{EPC} = \text{poussée_EPC_vide} - (\text{poussée_EPC_vide} - \text{poussée_EPC_sol}) \times \frac{\text{pression}(Z)}{\text{pression}(0)} \quad (5.16)$$

Explication :

$$\begin{aligned} F(z) &= q \cdot I_{sp} + S_e \cdot (P(0) - P(z)) \\ &= mVe + S_e \cdot (P(0) - P(z)) \end{aligned}$$

$F_{vide} = F_{sol} + S_e \cdot P(0)$, d'où l'expression de

$$F(z) = F_{sol} - Se.P(z)$$

Mais comme $F_{sol} = F_{vide} - Se.P(0)$, il vient $Se = (F_{vide} - F_{sol})/P(0)$

Et on conclusion

$$F(z) = F_{vide} - ((F_{vide} - F_{sol})/P(0)).P(z) \quad (5.17)$$

Tableau 5.8 : Modélisation de la poussée en fonction de l'altitude.

Altitude	Loi
$Z=0$.	Le lanceur est maintenu au sol $F(Z)=0$.
$0 < Z < 47$	Fonctionnement en parallèle des EAP,(plein poussée durant 115s) et de l'EPC $F(Z)=F_{EPC}+2.F_{EAP}$
$47 < Z < 62$	Fonctionnement en queue de poussée EAP durant 15 s $F(Z)= F_{EPC}-2.F_{EAP}.(t-137)/15$
$62 < Z < 117$	Reste l'EPC seul jusqu'à son extinction $F(Z)= F_{EPC}$
$117 < Z < 118$	Phase inter étages $F(Z)=0$.
$Z < 600$	fonctionnement EPS seul jusqu'à l'injection $F(Z)= F_{EPS}$

5.11.2. Modélisation de la masse en fonction du temps

Le temps 0 de vol correspond à 7 s après le compte à rebours, le moteur EPC est allumé 7 secondes avant le décollage [3].

Début des calculs

Masse au décollage

$$M_{01} = M_{TEPS} + 2.M_{TEAP} + M_{TEPC} - 3.5.q_{EPC} + M_u + M_c + M_{case} \quad (5.18)$$

Tableau 5.9 : Modélisation de la masse en fonction de temps.

Temps	La masse
$0 < t < 7$	$Masse_{vol} = M_{TEPS} + 2.M_{TEAP} + M_{TEPC} + M_u + M_C + M_{case}$
$7 < t < 105$	$Masse_{vol} = M_{01} - (q_{EPC} + 2.q_{EAP}).(t-7)$ $M_{105_plus} = M_{01} - (q_{EPC} + 2.q_{EAP}).(105-7)$
$105 < t < 122$	$Masse_{vol} = M_{105_plus} - (q_{EPC} + 2.q_{EAP}).(t-105)$ ----- Vol sans coiffe $M_{122_plus} = M_{105_plus} - (q_{EPC} + 2.q_{EAP}).(122-105)$
- Vol avec queue de poussée des EAP $122 < t < 137$	$Masse_{vol} = M_{122_plus} - q_{EPC}.(t-122) - q_{EAP}.((t-122)-(t-122)^{2/15})$ $M_{137_plus} = M_{122_plus} - q_{EPC}.(137-122) - 2.q_{EAP}.15/2$
$137 < t < 139$	$Masse_{vol} = M_{137_plus} - q_{EPC}.(t-137)$ ----- Vol avec EPC seul et EAP éteints $M_{139_plus} = M_{137_plus} - q_{EPC}.(139-137) - 2.MS_{EAP}$ ----- largage des EAP
$139 < t < 192$	$Masse_{vol} = M_{139_plus} - q_{EPC}.(t-139)$
$192 < t < 589$	$Masse_{vol} = M_{139_plus} - q_{EPC}.(t-139) - M_C$ ----- Coiffe larguée $M_{589_plus} = M_{139_plus} - q_{EPC}.(589-139) - M_C$ ----- Arrêt EPC
$589 < t < 592$	$Masse_{vol} = M_{589_plus}$ ----- Vol sans moteur avant largage EPC $M_{592_plus} = M_{589_plus} - MS_{EPC}$ ----- Largage de la structure EPC
$592 < t < 599$	$Masse_{vol} = M_{592_plus}$ ----- Vol sans moteur avant allumage EPS $M_{599_plus} = M_{592_plus}$
- Vol avec EPS seul $599 < t < 1699$	$Masse_{vol} = M_{599_plus} - q_{EPS}.(t-599)$ ----- Vol avec EPS

5.12. Mise en orbite

Pour tout ce qui concerne le calcul des vitesses et des angles sur une trajectoire képlérienne Figure (3.14), les équations de conservation sont suffisantes. Nous nous limitons à l'ellipse et cercle [14].

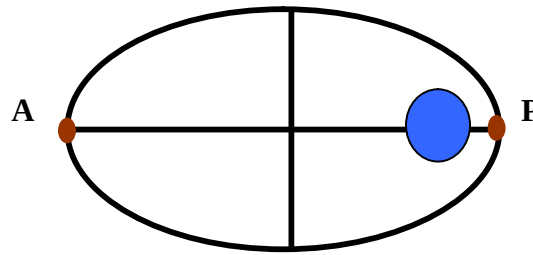


Figure 5.8 : Notion d'apogée et de Périgée

Le point **A** symbolise le lieu de l'ellipse le plus éloigné de la terre T : Ce point est appelé Apogée [14] (Figure 5.7).

Le point **P** symbolise le lieu de l'ellipse le plus proche de la terre T : Ce point est appelé Périgée [14] (Figure 5.7).

5.12.1. Calcul du constant de kepler. (Figure 3.14)

$$K = r^2 \dot{\theta} = Vr \cos \gamma = V_0 r_p \cos \gamma_0$$

$$K = V_a r_a = V_{ap} r_p = \sqrt{\mu a (1 - e^2)}$$

5.12.2. Calcul du constant de l'énergie

$$E = \frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} = \frac{1}{2} V_0^2 - \frac{\mu}{r_0} = -\frac{\mu}{2a}$$

5.12.3. Calcul de altitude apogée et périgée.

$$a^2 = b^2 + c^2 \quad ; \quad e = \frac{c}{a}$$

$$p = a(1 - e^2) \quad ; \quad b = a\sqrt{1 - e^2}$$

$$r_p = a(1 - e) = \frac{p}{1 + e} \quad ; \quad r_a = a(1 + e) = \frac{p}{1 - e}$$

5.12.4. Calcul de la vitesse périgée et apogée.

$$V_r = \dot{r} = V \sin \gamma \quad ; \quad V_\theta = V \cos \gamma$$

$$\sin \gamma = e \sqrt{\frac{\mu}{p}} \frac{\sin \theta'}{V} = \frac{e \sin \theta'}{\sqrt{1 + 2e \cos \theta' + e^2}}$$

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1+e}{1-e}} \quad ; \quad V_a = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1-e}{1+e}}$$

5.12.5. Calcul de l'angle gamma d'injection.

$$K = r^2 \dot{\theta} = V r \cos \gamma = V_0 r_p \cos \gamma_0 \Rightarrow \gamma_0 = \frac{K}{V_0 \cdot r_p}$$

On se propose ainsi de définir à partir d'un cercle de diamètre $[A P]$ de définir l'ensemble des points M de l'ellipse.

les coordonnées polaires d'un point sur un cercle sont définies par la relation :

$$\begin{aligned} x &= a \cdot \cos(\theta') \\ y &= b \cdot \sin(\theta') \end{aligned} \tag{5.19}$$

Avec $\theta \in [0; 2\pi]$

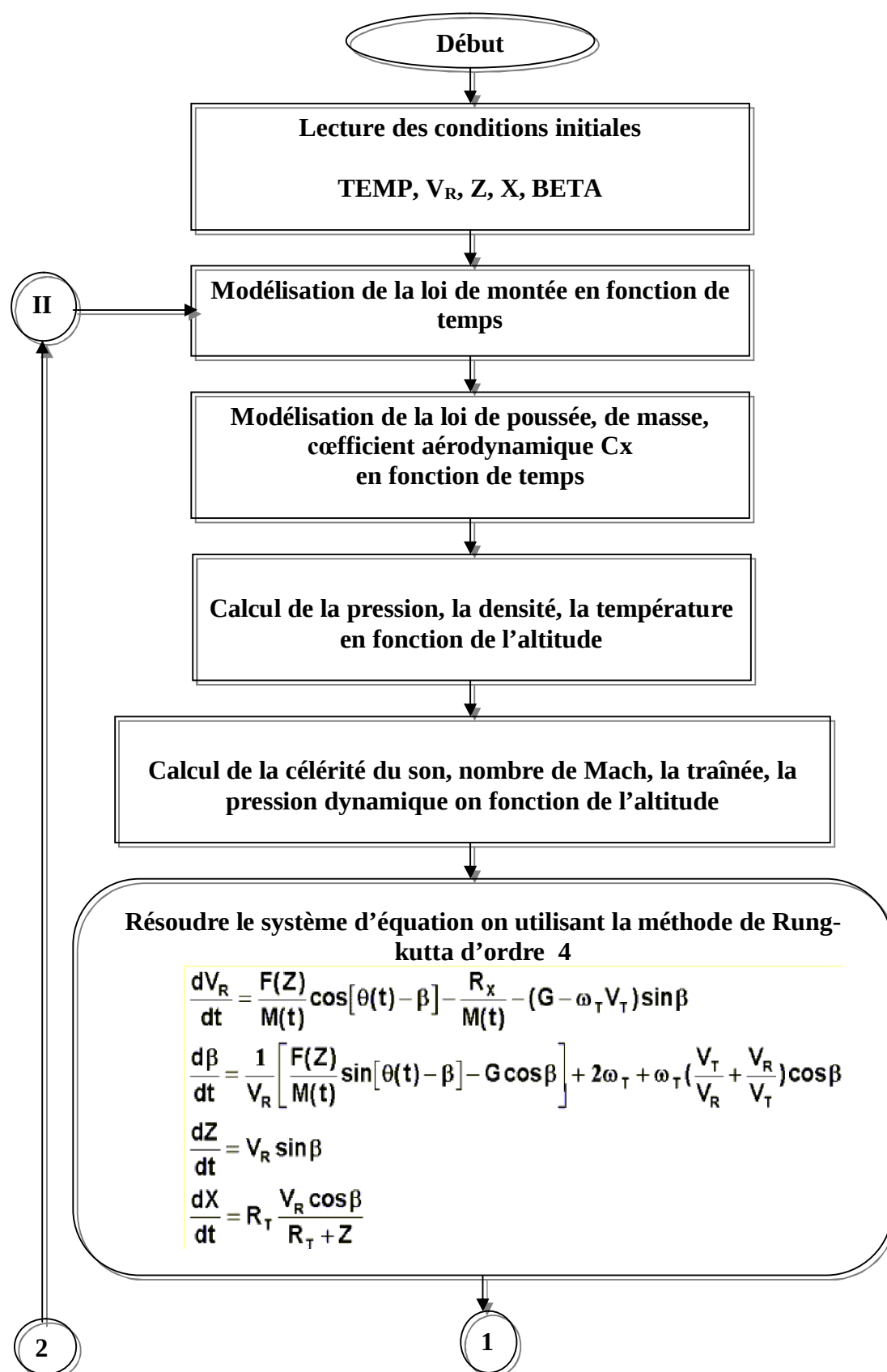
$$\text{Et } a = \frac{p}{(1 - e^2)} \quad ; \quad b = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}}$$

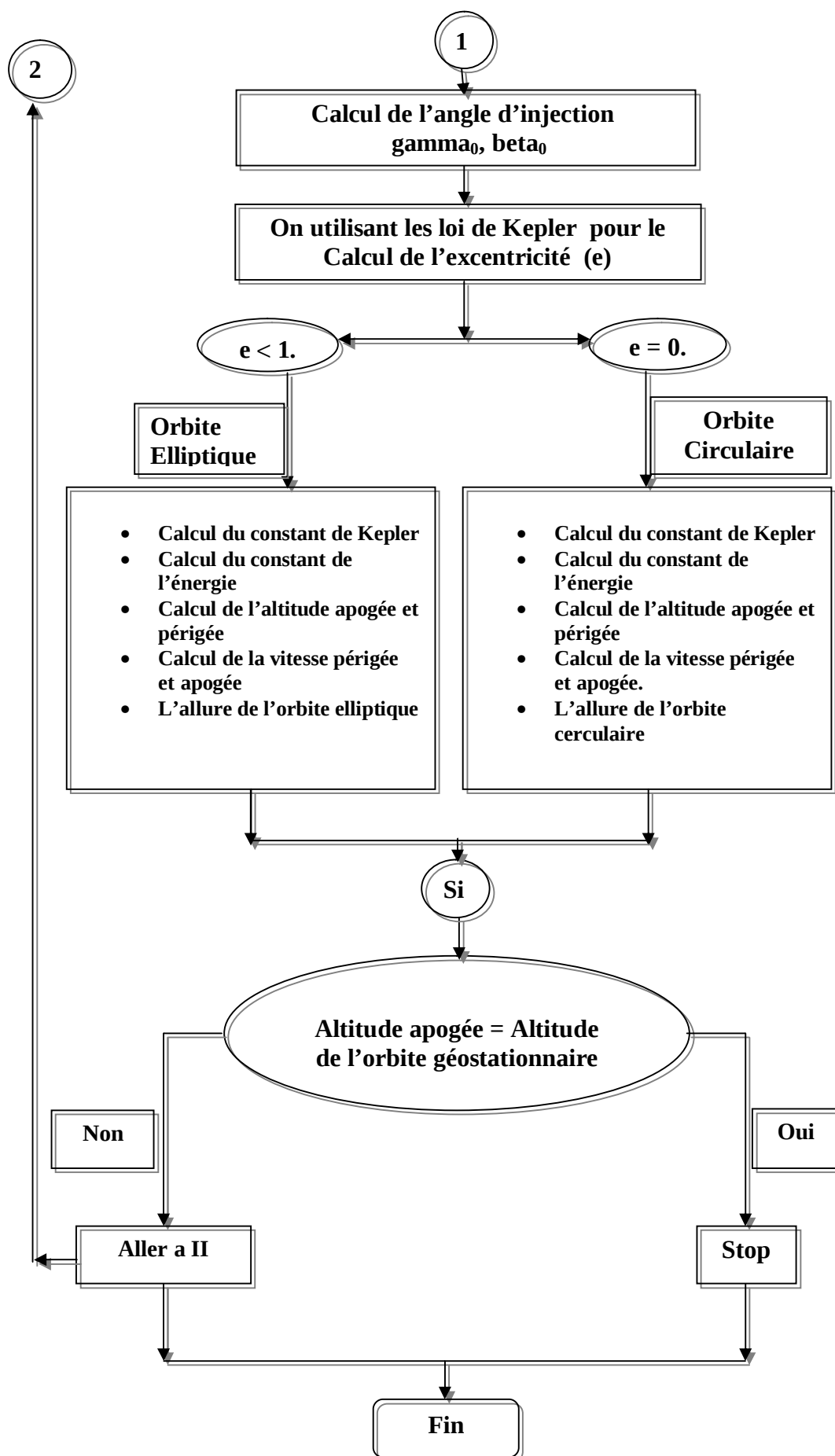
Par ces relations on peut établir l'allure de l'orbite dans le repère képlérien

5.12.6. Pour un cercle

La même procédure avec $e=0$.

5.13. Organigramme de calcul





CHAPITRE 6

RÉSULTATS ET INTERPRÉTATION

6.1. Interprétation des résultats

6.1.1. Introduction

Le but d'une fusée est de transporter une masse donnée (charge utile) à une altitude donnée (orbite) à une vitesse donnée (7.8 km/s en général). Pour atteindre de tels objectifs, c'est évident qu'il faut déployer une force colossale pendant plusieurs minutes.

Cette puissance est fournie par les moteurs. Dans l'astronautique actuelle, n'on emploie que 2 modes de propulsion : avec les carburants liquides ou les carburants solides, plus communément appelés poudre.

Dans ce chapitre, on présente la phase lancement du lanceur jusqu'à la séparation : la charge utile (satellite) / lanceur et les différentes conditions pour un lancement réussi. En suite ; une discussion des résultats bien sur en les comparant avec les résultats du CNES et le Logiciel Solstice.

6.1.2. Le lancement

A l'issue de la séquence synchronisée, d'une durée de quelques minutes, le lanceur décolle.

La réussite de la mission dépend avant tout de quelques conditions indispensables. En premier lieu, il est nécessaire de bien choisir la fenêtre de tir, c'est-à-dire la période de temps pendant laquelle il est le plus facile de placer le satellite en orbite. Ce choix dépend de la rotation de la Terre et de la position de la base de lancement par rapport au plan de l'orbite d'injection.

Contrairement à une idée répandue, l'accélération doit être progressive : un lancement trop violent risquerait d'endommager la charge utile. De plus, la satellisation n'est pas une question d'altitude, c'est pourquoi une impulsion verticale ne suffit pas. Pour se mettre en orbite, un objet a également besoin d'une vitesse horizontale.

Le lanceur commence par monter verticalement pour sortir le plus tôt possible des couches denses de l'atmosphère. En effet, la résistance de l'air, à de très grandes vitesses,

est insurmontable. Le 1^{er} étage, le plus gros, emporte donc tout le lanceur et lui fait gagner le vide spatial avant que sa vitesse ne soit trop importante.

Le lanceur adopte ensuite progressivement une trajectoire horizontale. Le gaz violemment expulsé permet au lanceur d'atteindre une vitesse considérable, d'au moins 7,8 km/s. à ce stade, la coiffe, devenue inutile, est larguée.

Au cours des dernières minutes de vol, le lanceur ne gagne plus d'altitude. Lorsque la vitesse souhaitée est atteinte, le moteur est éteint et le lanceur libère la charge utile en lui communiquant sa vitesse. Le satellite utilise désormais ses propres ressources. « Fin de mission lanceur ».

Durant toute la durée de la mission, l'évolution du lanceur est suivie au sol par la base de lancement, mais également par d'autres stations de poursuite en fonction de la trajectoire choisie.

Le lanceur ne fait pas tout selon la mission, lorsque le satellite se sépare du lanceur, il n'est pas encore sur son orbite définitive.

Les opérations de mise à poste, contrôlées depuis le sol, lui permettent de se positionner correctement sur son orbite. Il dispose ainsi de moyens de propulsions propres, qui lui permettent également d'effectuer des manœuvres et de corriger sa trajectoire si nécessaire.

Pendant la phase propulsée du lanceur et jusqu'à la séparation satellite / lanceur, le fonctionnement du satellite est surveillé, grâce à sa télémessure. Le comportement du satellite est suivi en SCP (Salle de Contrôle Principale) à Toulouse, alors que les opérations de lancement sont dirigées par les équipes du CNES et d'Arianespace à Kourou.

6.1.3. Base de lancement équatorial

C'est le cas idéal, pour diverses raisons évidentes :

L'orbite géostationnaire est équatoriale, donc un départ coplanaire à cette orbite évite les corrections d'inclinaison orbitale.

Le gain de vitesse dû à la rotation terrestre est maximal dans le plan équatorial, pour un tir vers l'est. La base de KOUROU avec une latitude de 5° est de ce point de vue excellente.

On peut éviter une mise en orbite d'attente quasi circulaire et injecter la charge utile directement en orbite GTO (Geostationary Transfer Orbit).

6.1.4. Remarques

Un tir effectué par le Lanceur Ariane, qui effectue une injection directe sur l'orbite GTO, ne demandera au satellite qu'un seul moteur d'apogée. Par contre, la navette américaine réalise une mise en orbite de "parking" vers 280 km du sol, et impose donc à la charge utile ainsi satellisée d'être pourvue de 2 moteurs :

Un moteur d'apogée qui placera le satellite sur l'orbite GTO.

Un moteur d'apogée qui réalisera les mises en orbite de dérive et la mise à poste définitive.

La manœuvre est donc plus délicate et moins sûre, puisque demandant un allumage moteur supplémentaire.

6.1.5. Problème des bases non équatoriales

Kourou : pour les tirs Ariane, la base de Guyane conduit à des injections au voisinage de l'équateur. Une inclinaison orbitale de l'ordre de 7° , qu'il faudra corriger, naturellement à un nœud de l'orbite (ici périgée ou apogée) et nous savons que l'optimisation impose l'apogée. La correction d'inclinaison conduit à un supplément de coût propulsif [14].

6.1.6. Discussions des résultats

6.1.7. Séquence du vol de notre lanceur Ariane 5

Ici, l'orbite visée est du type GTO (Orbite de Transfert Géostationnaire) soit un périgée à 200,98 km et un apogée à 35691 km.

Comment évoluent lors d'un vol l'accélération, la vitesse et la distance, aussi l'altitude, parcourue d'un lanceur ?

On étudiera le mouvement selon 4 phases en supposant que les moteurs fonctionnent à leurs régimes maximaux, jusqu'à l'injection (Tableau 6.1).

En bleu, on représente les périodes de fonctionnement :

Tableau 6.1 : Les principales phases de la montée du lanceur [8].

Phase	Description	Fonctionnement			
		E A P	E P C	E P S	SATELLITE
1	Les 2 boosters et le moteur VULCAIN participant tout les deux à la propulsion de l'ensemble de la fusée.				
2	Une fois les boosters consumés, on les largue et on continue le mouvement avec l'EPC uniquement.				
3	Quand le moteur VULCAN arrive à court d'ergols, on le largue lui aussi avec ses réservoirs vides et c'est l'EPS qui prend en charge la fin du mouvement.				
4	L'EPS arrivé en position, il largue la charge utile (satellite) qui finit de se diriger seul vers son orbite géostationnaire.				

6.1.7.1. Décollage et Vol EPC

H0, c'est la fin de la séquence synchronisée, tous les voyant sont verts, les réservoirs sous-pressions.

- H0 +3.5 s Allumage de l'EPC
- H0+7,05 s la poussée du Vulcain est correcte et stabilisée, Allumage des EAP.
- H0+7,31 s décollage. Ce sont en fait les EAP qui permettent le décollage. Le lanceur monte à la verticale.
- H0+20 s débute la première manœuvre en roulis qui dure 20 s (jusqu'à H0+40 s).
Cette manœuvre permet de placer les EAP dans le plan de la trajectoire.
- H0+55 s on atteint Mach 1 à une altitude de 7332.9 m. Cela s'appelle le transsonique.
- H0+70 s on atteint la pression dynamique maximale ou PDMAX. C'est le point où la pression dynamique extérieure (atmosphère) est maximale en fonction de la vitesse.

Le transsonique et le PDMAX génèrent des vibrations sur l'ensemble du lanceur, charges utiles comprises et des contraintes sur les braquages des tuyères.

- H0+122 s l'accélération longitudinale maximale est atteinte soit une valeur proche de 44.170 m/s^2 . La vitesse du lanceur est de 4.8315 Mach pour une altitude de 47.197 km.
- H0+137 s extinction des EAP.
- H0+139 s largage par pyrotechnie des EAP. L'altitude est de 64.085 km et la vitesse

relative de 2 km/s

- H0+192 s à une altitude de 107.51 km après détection et validation des contraintes extérieures (atmosphère raréfiée : la pression dynamique est faible, ce qui justifie l'abandon de la coiffe destinée à protéger la charge utile d'un flux thermique important.) largage de la coiffe (toujours par pyrotechnie).
- H0+222,06 s débute la deuxième manœuvre en roulis qui place l'évent EPC dans la trajectoire.
- Pré pressurisation des réservoirs de l'EPS. La fin du vol EPC approche.
- H0+293 s le lanceur culmine à 152.03 km
- H0+511 s acquisition de la télémessure par la station de Natal au Brésil, mais les données télémessures ne seront traitées par Kourou qu'après validation des trames.
- H0+528,43 s fin de la deuxième manœuvre en roulis. Le lanceur disparaît sous l'horizon à Kourou.
- H0+589 s extinction de l'EPC, la vitesse absolue atteinte est de 7.6466 km/s.
- H0+592 s séparation de l'EPC.

L'Etage Principal Cryotechnique (EPC) retombe naturellement après sa séparation, dans l'Océan Pacifique. Pour éviter une explosion de l'étage due à l'échauffement de l'hydrogène résiduel, il faut dépressuriser l'étage, c'est la passivation. Ceci est fait au moyen d'une tuyère latérale du réservoir hydrogène, tuyère actionnée par un relais retard initié à la séparation de l'EPC.

Cette poussée latérale permet en outre de mettre l'étage en rotation, donc de limiter les dispersions à la rentrée.

6.1.7.2. Vol EPS

- H0+599 s Allumage de l'EPS.
 - Injection GTO, on arrêtera la poussée à l'instant convenable, lors de la combustion de l'HM7 (moteur de EPS), lorsqu' on obtient un apogée de 35785 km. Donc à 1343 s et une altitude de 559.86 km et périégée de 200.98 km et apogée GTO (35691 km), et une vitesse absolue 9.8003 km/s ;
- Et une vitesse périégée $V_p=10.115$ km/s ; $V_{ap}=1.8645$ km/s

Les extinctions et les séparations causent décélérations et chocs brutaux. Cela a pour conséquence de générer de fortes vibrations sur les charges utiles et des modifications

sur l'attitude du lanceur. Ce dernier phénomène est appelé embarquement et il y a donc après chaque séparation une phase de rattrapage en lacet, roulis et tangage. Sa durée est variable dans le temps (de l'ordre de la dizaine de secondes).

6.1.8. Interprétation des graphes

Dans nos résultats on a deux cas, le 1^{er} cas pour excentricité < 1 et le deuxième cas où l'excentricité = 0.

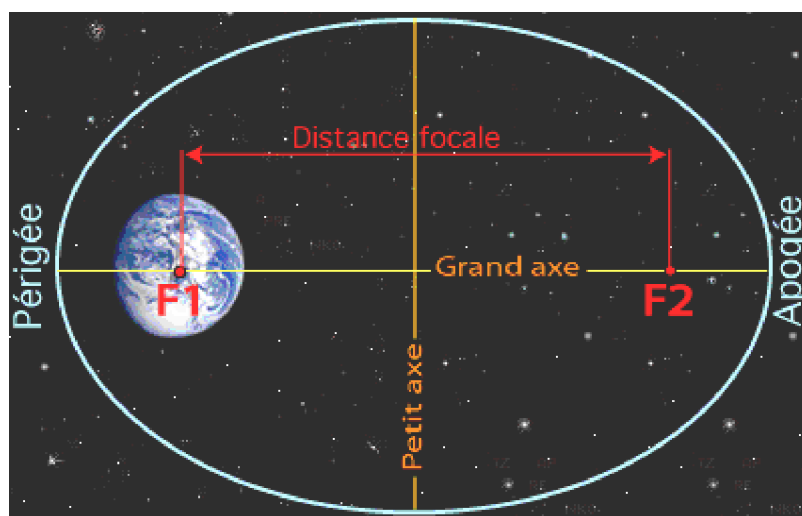


Figure 6.1 : La représentation des éléments caractéristiques du mouvement képlérien [7].

La Distance focale : Distance qui sépare les foyers de l'ellipse. Une orbite circulaire a une distance focale égale à zéro (Figure 6.1).

Excentricité : $\frac{1}{2}$ Distance focale divisée par le grand axe. Une orbite circulaire a une excentricité égale à zéro (Figure 6.1).

Donc il faut atteindre l'orbite GTO (orbite de transfert géostationnaire), donc notre injection (périogée) est sur l'orbite GTO (Elliptique).

Dans le 2^{ème} cas où l'excentricité = 0 $\Rightarrow$ injection sur l'orbite GTO (Cerculaire) et l'apogée = périogée ≈ 35785 km.

Notre étude se limitera jusqu'à l'injection et quelques notions sur l'orbitographie. Tous les graphes en fonction du temps suivent la Séquence du vol de notre lanceur (Ariane 5).

6.1.8.1. Interprétation pour $e < 0$

Sur la figure (6.2) on constate les trois phases de vol du lanceur suite au trois étages.

En effet, Ariane est le seul lanceur dont la trajectoire présente, pour les vols GTO, une "redescente" d'une trentaine de km, avant de reprendre son ascension. C'est un choix des concepteurs tenant compte du faible poussé de l'étage.

Aussi vers $t = 573$ s, la vitesse est horizontale ($\beta = -0.93314 \cdot 10^2$ radians), mais plus faible que la vitesse d'orbitation, la vitesse absolue est de 7.2592 km/s, donc tout se passe comme si on était à un apogée et le lanceur amorce sa descente vers un périégée. Le moteur n° 3 pousse et finit, grâce à sa grande Isp, pour atteindre la vitesse de satellisation. Puis continuant à pousser, le lanceur parvient à la vitesse d'injection de l'ordre de 10.115 km/s.

Sur la figure (6.3), on remarque l'augmentation de la distance parcourue (la portée) en fonction du temps plus en s'éloignant dans l'espace et ces toute a fait évident.

Sur la figure (6.4), la vitesse relative atteint environ 2 km/s dans la 1^{ère} phase de vol avec PAP+EPC, puis environ 7.3 km/s dans la 2^{ème} phase avec EPC seul puis elle continue d'augmenter jusqu'à avoir une vitesse de 9.3060 à l'injection.

Sur la figure (6.5), de la vitesse absolue en fonction du temps, elle n'est pas nulle lorsque le temps égale à 0, à cause que la vitesse d'entraînement de la terre égale à 465 m/s à $t = 0$ s. Puis elle augmente dans la première phase de vol jusqu'à environ 2.5 km/s, encore augmente dans la 2^{ème} phase ≈ 7.9 km/s, et dans la dernière phase elle augmente avec le moteur EPS et égale à 9.8003 km/s (la vitesse absolue d'injection de la charge utile.)

Sur la figure (6.6), la variation de la pente de la vitesse relative en fonction du temps ; elle diminue de 1.57 radians jusqu'à des valeur négatives, -0.75897×10^{-3} radians à 581 s, puis une augmentation à des valeurs positives égales à 0.21779 radians à 1343 s suivant bien sur aussi l'angle $\theta(t)$ d'assiette galiléenne de la montée et la vitesse relative.

Sur la figure (6.7), la variation de la densité en fonction du temps, à t égale à 0, la densité égale à 1.225 kg/m^3 puis elle diminue avec le temps jusqu'à 125 s ou elle est égale à $0.11855 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$, valeur très petites à une altitude de 50 km, au-delà de cette altitude on admet que la densité égale à 0.

Sur la figure (6.8), la variation de la pression en fonction du temps ; la même chose que la densité ou' à $t = 0$ s, la pression égale à 1.0134×10^5 pascal puis elle diminue avec le temps jusqu'à 125 s où elle est égale à 96.317 pascal = 96.317×10^{-5} bar, valeur très petites à une altitude de 50 km, au-delà de cette altitude on admet que la pression égale à 0. Tous

simplement parce que au delà de 50 km il n'y a pas de traînée significative c'est pour ça on tiendra la pression et la densité et la traînée nulle, (modélisation de l'atmosphère standard).

La figure (6.9), montre la variation de la traînée en fonction du temps et la figure (6.10) montre la variation de la pression dynamique en fonction du temps ;

- La traînée à $t = 9$ s égale à 1156.4 N puis elle augmente jusqu'à $t = 58$ s, la traînée = 0.35154×10^7 N (max), $Z = 8.2457$ km, la densité = 0.52646 kg/m³, et la pression dynamique = 30440 pascal, parce que la vitesse augmente.

- La diminution de la densité n'influe pas beaucoup sur la traînée et dans ce stade le Mach est au voisinage de 1 (transsonique) et la pression dynamique et aussi importante.

- Le transsonique et le PDMAX (la pression dynamique maximale = 35687 pascal à $t = 70$ s), génèrent des vibrations sur l'ensemble du lanceur, charges utiles comprises et des contraintes sur les braquages des tuyères.

- une grande diminution de la densité donc diminution de la traînée, à $t = 125$ s et $Z = 50$ km, la densité égale à 0.001 kg/m³, et la traînée égale à 43785 N, donc une chute de la traînée avec la montée du lanceur.

La figure (6.11), montre la variation de la masse du lanceur en fonction du temps où la masse à $t = 0$ s, égale à 0.73815×10^6 kg et diminue en fonction du temps et elle chute avec la consommation du carburant, et à chaque largage d'étage, (à $t = 138$ s, $m = 0.22776 \times 10^6$ kg et à $t = 141$ s, $m = 0.16235 \times 10^6$ kg) ; largage des PAP ($t = 592$ s, $m = 38248$.kg et à $t = 594$ s, $m = 24748$.kg.) ; largage de EPC et à $t = 1341$ s, $m = 13729$.kg (La masse du lanceur au moment de l'injection, largage de EPS)

Donc dans le 3^{ème} étage :

$M_p(\text{restant}) = M(\text{total}) - M_{\mu} - M_{\text{case}} - M_{s_Eps} = 13729 - 6800 - 1460 - 4540 = 929$ kg

$M_p(\text{brûlé}) = M_p(\text{total}) - M_p(\text{restant}) = 13.996 \times 10^3 - 929 = 13067$ kg (la masse de propergol brûlé)

- Donc lors de la séparation, on éteint le moteur, on injecte $\mu = 6800$ kg dans l'orbite et on lâche une masse de 5469 kg (masse de EPS) qui tombe dans le vide.

Sur la figure (6.12), la variation de la poussée lanceur en fonction du temps, la poussée à $t = 7$ s est égale à 0.11440×10^8 N (la poussée de 2PAP+EPC) puis elle augmente légèrement avec la diminution de la pression atmosphérique jusqu'à 122 s, Z est égale à 47.197 km, F est égale à 0.11620×10^8 N (max). Puis elle diminue (queux de poussée jusqu'à 137 s) le largage des PAP, où on admet que la poussée reste constante est égale à 0.11000×10^7 N (la poussée de EPC seul) jusqu'à $t = 589$ s à $t = 599$ s où $F = 0$ N : (phase inter étage), ensuite

largage de l'EPC et l'allumage de l'EPS où $F=64800$ N et elle reste constante jusqu'à l'injection, où $F_{EPS} = 0$.

Sur la figure (6.13), la variation de la pesanteur en fonction de l'altitude, tous les corps matériels de l'Univers s'attirent selon une force qui est proportionnelle à leur masse et inversement proportionnelle au carré de la distance qui les sépare.

Donc en montant (augmentation de l'altitude), la pesanteur diminue, où à $Z=0$, la

gravitation = $g_0 = 9.81$ N avec $G' = \frac{\mu_t}{(R_t + Z)^2}$ désigne aussi l'accélération de la

pesanteur.

À la surface de la terre, sur une masse de 1 Kg, la gravitation exerce une force de 1 Kgf (Un Kilogramme force).

Où

$\mu_T = G.M_T$ (M_T : la masse de la terre) : Constante gravitationnelle

$$\mu_T = 39.8610^{13} m^3 s^{-2} = 39.8610^4 km^3 s^{-2}$$

Et G la constante de la gravitation universelle :

$$G = 6.67407 \cdot 10^{-11} m^3 kg^{-1} s^{-2}$$

Et la pesanteur réelle, $g = G' - \omega_T \times V_T$

Où ω_T est la vitesse de rotation de la Terre autour de son axe

La période orbitale de la Terre, soit $T_T = 23$ h 56 mn 04,1 s = 86164,1 s

$$V_T = \omega_T \cdot (R_T + Z)$$

$$R_T = 6378000 m = 6378 km$$

$$\omega_T = \frac{2\pi}{T_T} = \frac{2\pi}{86164}$$

- Donc la pesanteur réelle égale à l'accélération de la pesanteur G' moins l'accélération d'entraînement centrifuge $\omega_T^2 \cdot (R_T + Z) = \omega_T \cdot V_T$ projeté sur le repère aérodynamique OXYZ (figure 2.3), et cette vitesse angulaire ω_T étant généralement petite $\approx 0.73 \cdot 10^{-4} s^{-1}$ et le terme ω_T^2 encore plus petit implique une légère variation (diminution de la pesanteur réelle par rapport à l'accélération de la pesanteur g (calculer)).

Sur la figure (6.14), la variation de l'accélération statique lanceur en fonction du temps, qui est, rappelons le, l'accélération due aux forces autres que la gravitation.

L'accélération statique au décollage est due uniquement à la poussée, donc à $t = 8$ s ;

$$\Gamma_{statique} = F_{sol}/M_{01} = 0.11620 \times 10^8 / 0.73815 \times 10^6 = 15.74 m/s^2 = 1.574 g.$$

- Ensuite, l'accélération augmente avec l'augmentation de la poussée et la diminution de la masse jusqu'à $t = 45$ s ; puis elle diminue jusqu'à $t = 58$ s ; la figure montre une sérieuse inflexion de la valeur de l'accélération statique à ce temps là $t=58$ s. Ce phénomène est dû au passage du mur du son, provoqué par une brusque croissance du C_x (Coefficient aérodynamique de traînée), la traînée monte alors brutalement, pénalisant l'accélération qui diminue de manière notable, la traînée égale à 0.35154×10^7 N (maximale) à $t=58$ s, puis la traînée diminue, augmentation de l'accélération et elle sera maximale, est égale à 44.170 m/s^2 à $t=122$ s.

- De 122 s jusqu'à 139 s, queux de poussée des PAP (diminution de la poussée), puis largage des PAP (grande diminution de la masse et de la poussée) donc chute de l'accélération de $44,170 \text{ m/s}^2$ à $t=122$ s, et $4,8353 \text{ m/s}^2$ à $t=139$ s.

- Avec le deuxième étage, l'accélération augmente de $4,9433 \text{ m/s}^2$ à $t=139$ s, à $27,038 \text{ m/s}^2$ à $t=588$ s ; puis une phase inter étage et le largage de l'EPC où la poussée = 0 de $t= 589$ s à $t=598$ s où l'accélération est nulle (donc chute de l'accélération).

- À $t=600$ s l'accélération égale à $2,4683 \text{ m/s}^2$, et elle augmente avec la diminution de la masse propergol de EPS jusqu'à l'injection où elle est $4,7197 \text{ m/s}^2$ à $t=1341$ s.

En réalité l'accélération n'est jamais nulle dans la phase inter étage est $\approx 0.4 \text{ m/s}^2$ au moment de la séparation.

- Cette accélération faible est créée sur l'étage 2 par des fusées d'accélération disposées sur cet étage. En effet, si le lanceur dans cette phase balistique dans le vide n'était pas accéléré, il serait en état d'apesanteur et donc les ergols liquides "flotteraient" dans les réservoirs, au risque d'empêcher l'amorçage des turbopompes. Une petite accélération axiale est donc nécessaire sur un étage à ergols liquides pour "plaquer" ceux-ci au fond des réservoirs.

Naturellement un tel dispositif n'est pas nécessaire sur l'étage 1 où la pesanteur suffit sur des moteurs à poudre.

Sur la figure (6.15), la variation de rayon en fonction du temps, cette courbe présente la trajectoire du lanceur (trois étages) en prenant en considération le rayon de la terre à $t=0$ s, $r=R_T+Z = 6,378.10^6$ m, jusqu'à l'injection ou $r = 7,0233.10^6$ m où $R_T=6378.10^6$ m et en prenant en considération la loi de montée et de poussée et de masse et de l'atmosphère.

La figure (6.16) montre la trajectoire en 3 dimensions du lanceur (la portée, l'altitude et le temps).

La figure (6.17), montre la variation de X en fonction de Y dans le repère képlérien (l'orbite elliptique ($e < 1$)) et il nous donne l'allure de l'orbite pour laquelle on injecte la charge utile avec le calcul des éléments essentiels de la trajectoire képlérienne : a, e, apogée Z_a et périégée Z_p , V_{ap} , V_p .

La figure (6.27), montre la variation de l'angle de la montée modélisée en fonction du temps, suivant la trajectoire voulue, et des nombreuses essais de vol.

Tableau 6.2 : Les valeurs numériques des éléments essentiels au moment de l'injection de la charge utile lorsque ($e < 1$) ;(résultats)

À $t=1343$ s	
Altitude	$Z = 559.86$ km
Excentricité	$e = 0.68871$
Le grand demi axe	$a = 0.21135 \times 10^8$
Altitude périégée	$Z_p = 200.98$ km
Altitude apogée	$Z_a = 35691$ km
La vitesse périégée	$V_p = 10.115$ km/s
la vitesse apogée	$V_{ap} = 1.8645$ km/s
gamma (angle d'injection)	$\gamma = 0.20664$ radian
la vitesse absolue	$V_a = 9.8003$ km/s
l'énergie	$E = -0.94299 \times 10^7$ km ² /s ²
Constante des aires	$K = 0.66547 \times 10^{11}$ km ² /s
La pente de la vitesse relative	$\beta = 0.21779$ radian
La vitesse tangentielle	$V_T = 0.50566$ km/s
La vitesse relative	$V_R = 9.3060$ km/s
Le rayon apogée	$R_a = 42164$ km

Nous confirmons que le vol est de type GTO.

- Un tir équatorial vers l'Est avec injection à 200.98 km (injection au périégée), donc le tir est plein Est et bénéficie entièrement de la vitesse d'entraînement de la terre à 200.98 km, $V_T = 0.50566$ km/s

6.1.8.2. Interprétation pour $e=0$

Les résultats (les courbes) sont les même sauf l'augmentation de l'altitude parce que le point de l'injection (périégée) est égale à l'apogée et égale=36000 km ; donc le temps augmente, figure (18-26).

Bien sûr l'allure de l'orbite sera sous forme d'un cercle comme la montre la figure (6.26).

Tableau 6.3 : Les valeurs numériques des éléments essentiels au moment de l'injection de la charge utile Lorsque ($e=0$); (résultats)

À $t=1421$ s	
Altitude	$Z = 735.48$ km
Excentricité	$e = 0.$
Le grand demi axe	$a = 0.35506 \times 10^8$ m
Altitude périgée	$Z_p = 35506$ km
Altitude apogée	$Z_a = 35506$ km
La vitesse périgée	$V_p = 3.3506$ km/s
la vitesse apogée	$V_{ap} = 3.3506$ km/s
gamma (angle d'injection)	$\gamma = 0.25232$ radian
la vitesse absolue	$V_a = 10.042$ km/s
l'énergie	$E = -0.56131 \times 10^7$ km ² /s ²
Constante des aires	$K = 0.69172 \times 10^{11}$ km ² /s
La pente de la vitesse relative	$\beta = 0.26589$ radian
La vitesse tangentielle	$V_T = 0.51846$ km/s
La vitesse relative	$V_R = 9.5409$ km/s
Le rayon apogée	$r_a = 42164$ km

6.1.9. La Télémessure

La télémessure du lanceur est transmise en bande S à 1 Mbits/s. Des stations d'acquisition sont disposées le long de la trajectoire du lanceur. Pour un lancement Est en Ariane 5, on active la station de Galliot à Kourou (bien sûr...), Natal, Ascension dans l'Atlantique Sud, Malindi au Kenya. L'intervisibilité des stations est de l'ordre de quelques dizaines de secondes [15,3].

Toutes les données de télémessure sont transmises au SCET (Système Central d'Evaluation des Télémessures) qui les décommutent et fourni aux ingénieurs d'Arianespace des courbes et des données à temps réels sur des postes de visualisation. Voilà le principe général de la télémessure Ariane 5 [15,3].

A partir du largage des EAP, le SCA (Système de Contrôle d'Attitude) assure le contrôle du roulis sur l'EPC, et toutes les manœuvres et phases d'orientation seront orchestrées par celui-ci.

Il est implanté sur la case à équipement et est constitué de deux modules ayant chacun trois propulseurs de façon à ce qu'il puisse assurer des manœuvres sur les trois axes [15].

Tableau 6.4 : les caractéristiques du lanceur permettent d'atteindre un périégée de 200,98 km et apogée de 35691 km.

Les caractéristiques du lanceur permettent d'atteindre un périégée de 200,98 km et apogée de 35691 km.	
Caractéristiques des boosters	Valeur
Masse d'ergols	237.7 tonne
Masse totale	268 tonnes
Temps de combustion	130(115+15) s
Poussée dans le vide	5300 KN
Diamètre externe	3 m
L'Etage central cryogénique	Valeur
Masse d'ergols	158400 kg
Masse totale	171000 kg
Impulsion spécifique (vide)	414.25 s
Impulsion spécifique (sol)	321 s
Diamètre sortie tuyère	1.76 m
Temps de combustion	589 s
Poussée dans le vide	1100 KN
Poussée totale au sol	840 kN
Débit d'ergols	271 kg/s
Hauteur	3 m
L'Etage à propergol stockable	Valeur
Masse d'ergols (LH2+LO2)	13.996 Tonne
Masse totale	15.648 Tonne
Impulsion spécifique vide	446 s
Poussée dans le vide	64.8 KN
Temps de combustion	954 s
Pour le corps central de Diamètre	5.46 m
Masse utile pour une mission GTO	6800 kg
La coiffe	17 m de long pour 2,9 tonnes
Case à équipements	1460 kg
Longueur du lanceur	55 m
La masse totale initiale du lanceur	738150 kg

6.1.10. Conditions d'environnement pour le lancement

Pour des raisons de sauvegarde, les conditions météorologiques pour le retrait tour dépendent de la valeur de pressurisation des étages. La vitesse du vent doit être inférieure à 17 m/s [3].

La valeur limite du vent admissible au décollage est de 9,5 m/s quelle que soit sa direction. La vitesse des vents au sol (Kourou) et en haute altitude (entre 10.000 et 20.000 m) est également prise en considération [3].

Bien d'autres paramètres entrent en jeu : débris spatiaux, vent, jour de l'année et positions des astres, défauts de fabrication ... C'est ce qui fait que chaque vol est unique [3].

6.2. Résultats

6.2.1. Les résultats pour $e < 1$

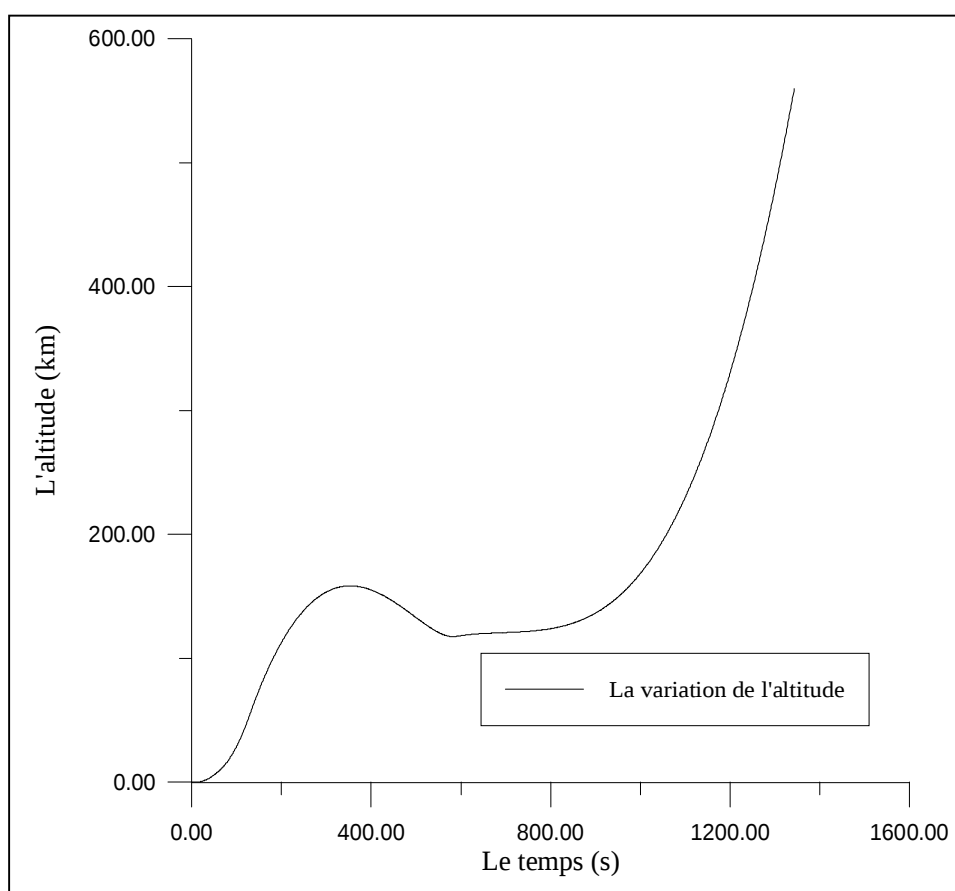


Figure 6.2 : La variation de l'altitude en fonction du temps (la trajectoire).

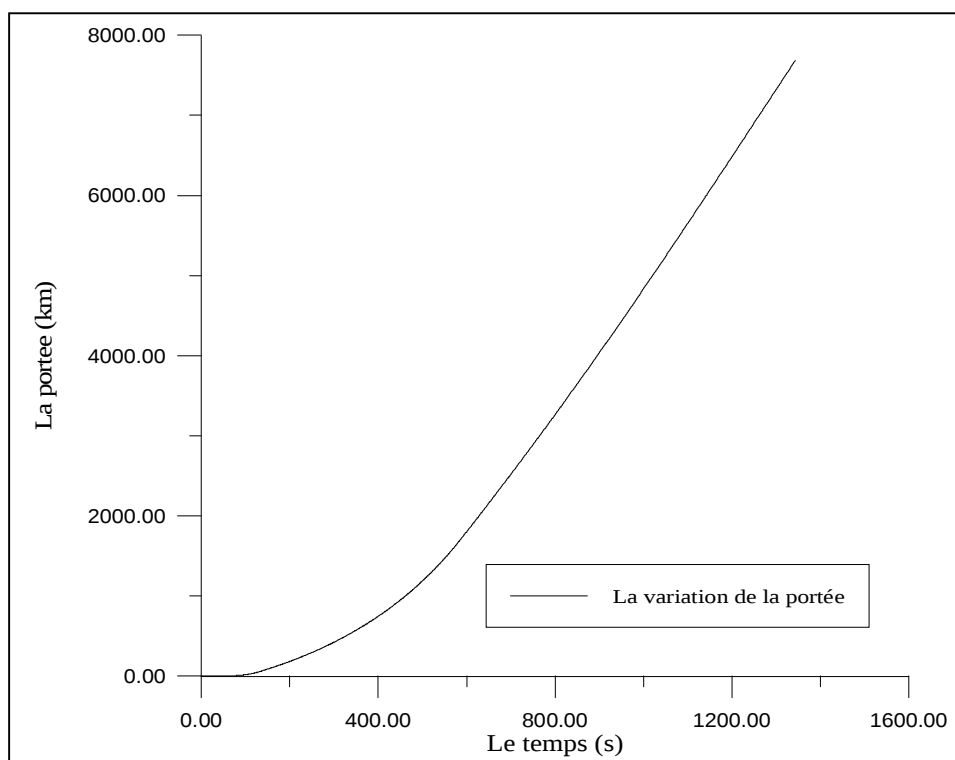


Figure 6.3 : La variation de la portée horizontale depuis Kourou en fonction du temps.

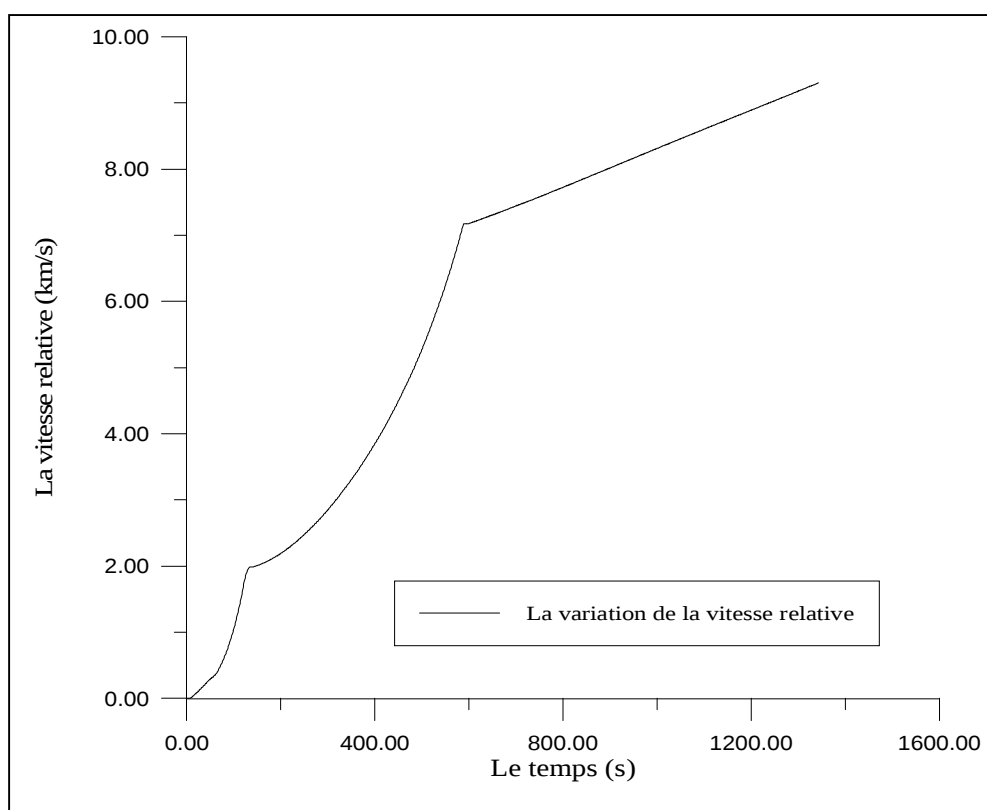


Figure 6.4 : La variation de la vitesse relative en fonction du temps.

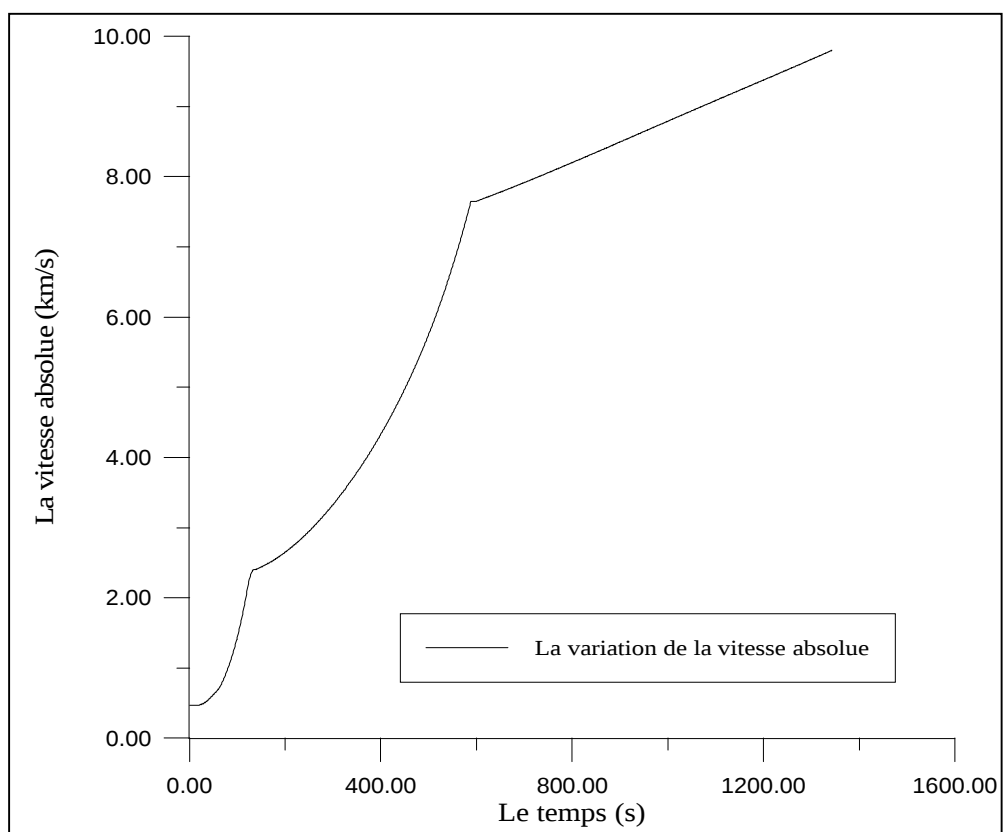


Figure 6.5 : La variation de la vitesse absolue en fonction du temps.

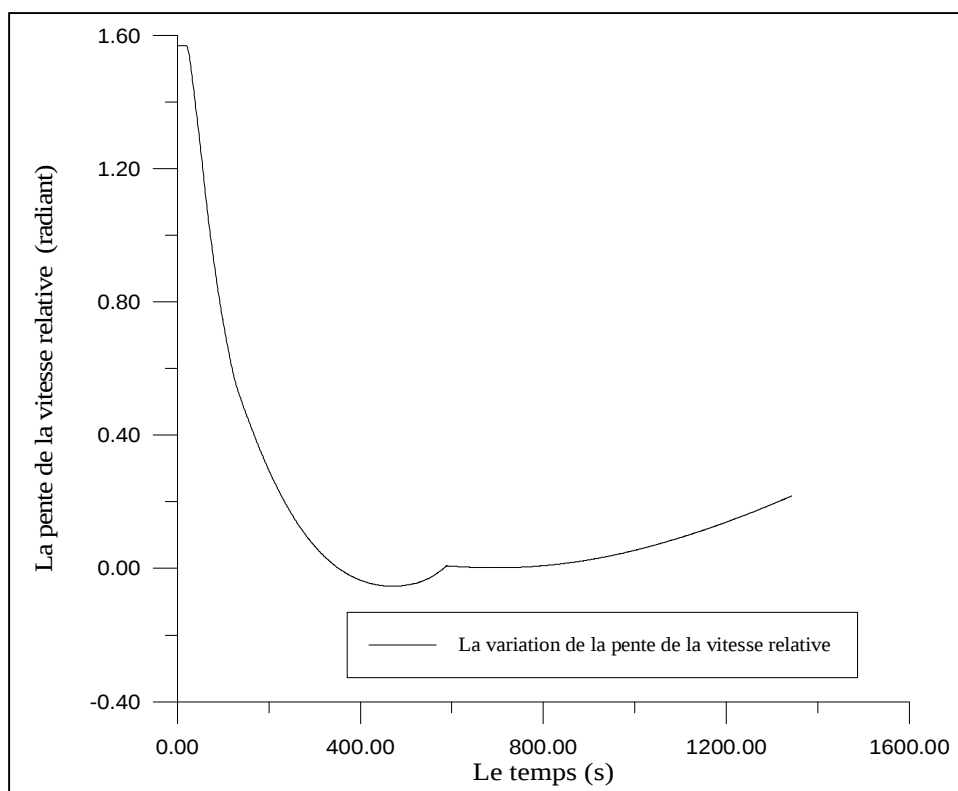


Figure 6.6 : La variation de la pente (Bêta) de la vitesse en fonction du temps.

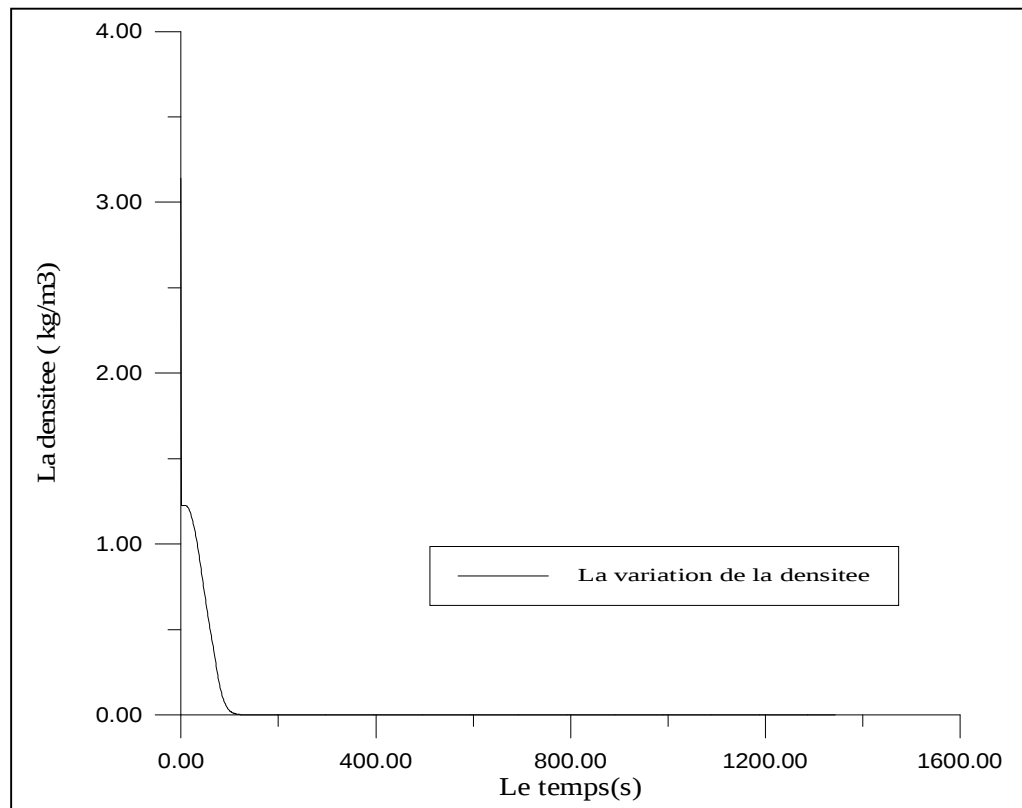


Figure 6.7 : La variation de la densité en fonction du temps.

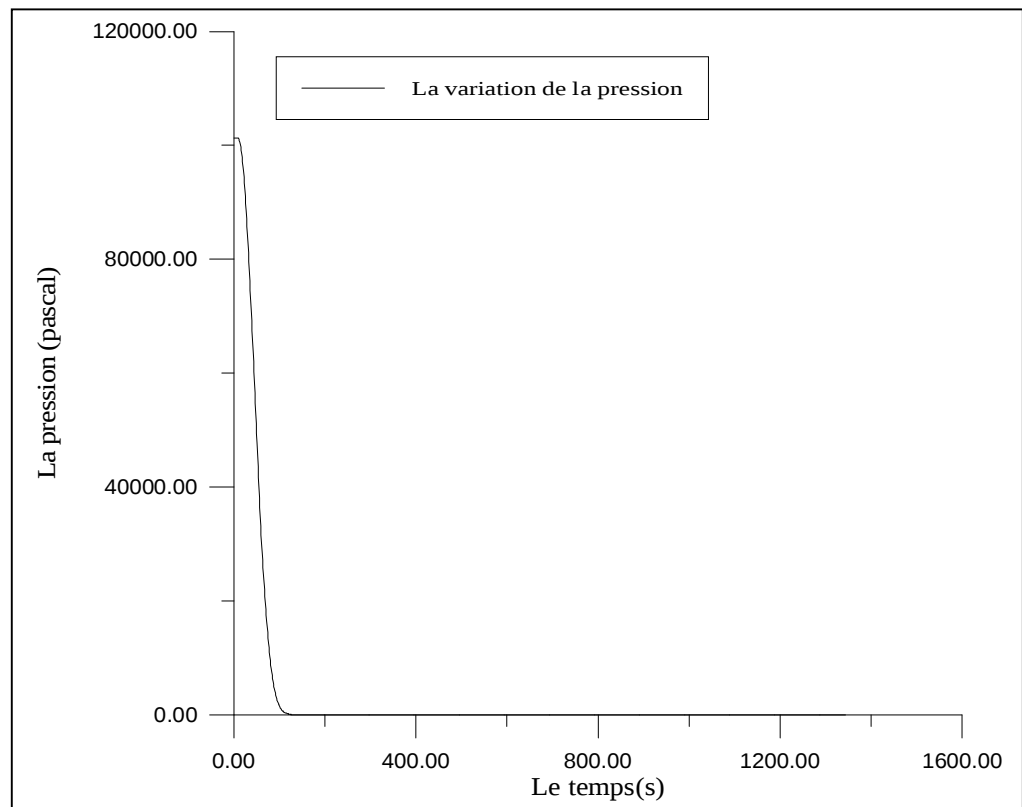


Figure 6.8 : La variation de la pression en fonction du temps

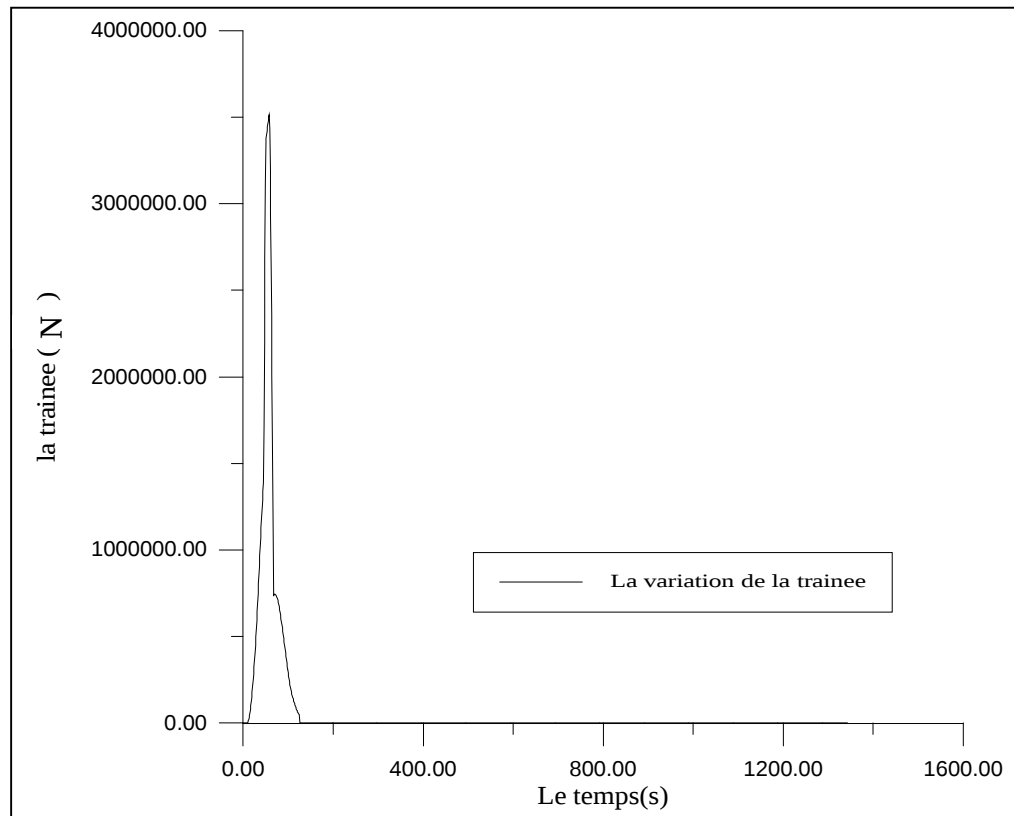


Figure 6.9 : La variation de la traînée en fonction du temps

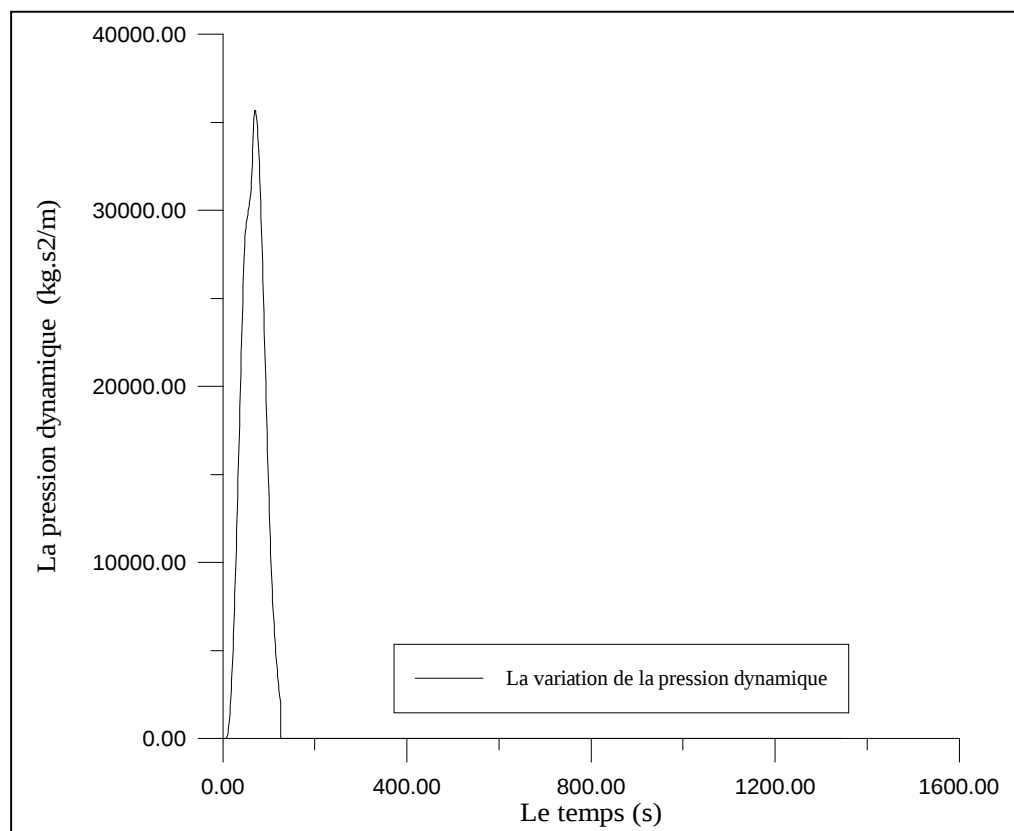


Figure 6.10 : La variation de la pression dynamique en fonction du temps

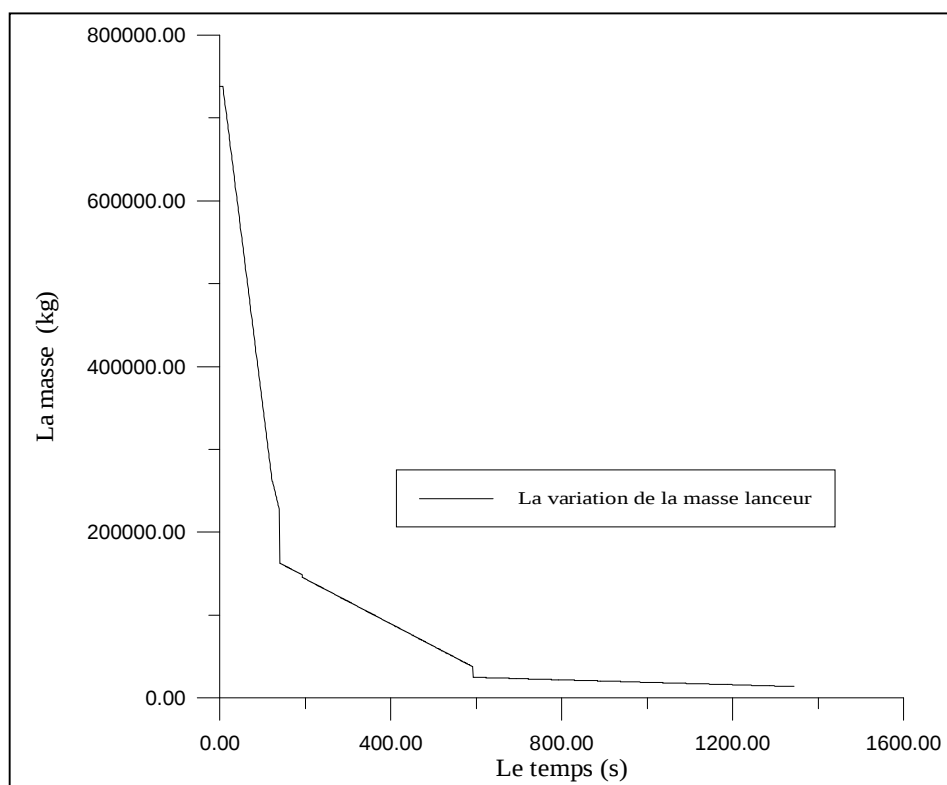


Figure 6.11 : La variation de la masse lanceur en fonction du temps

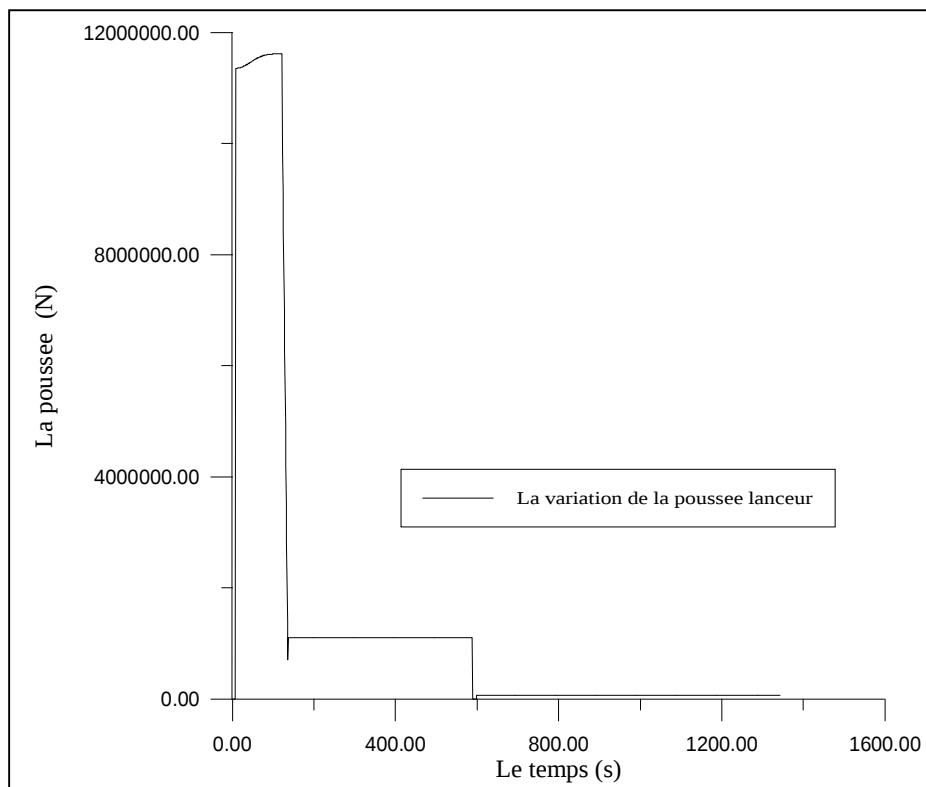


Figure 6.12 : La variation de la poussée lanceur en fonction du temps

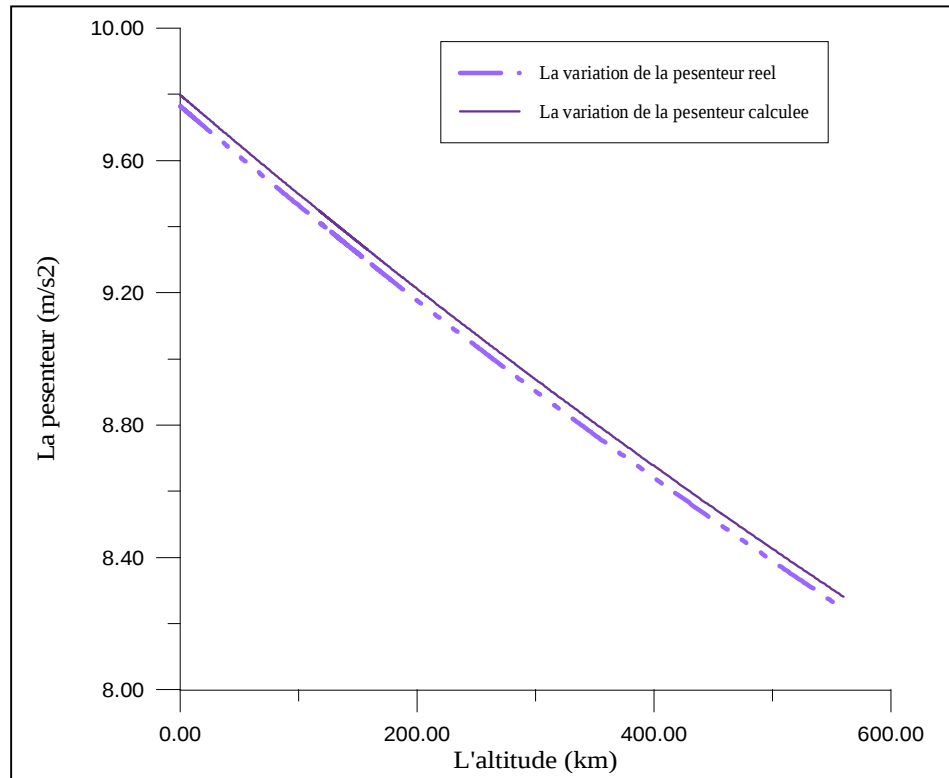


Figure 6.13 : La variation de la pesanteur en fonction de l'altitude

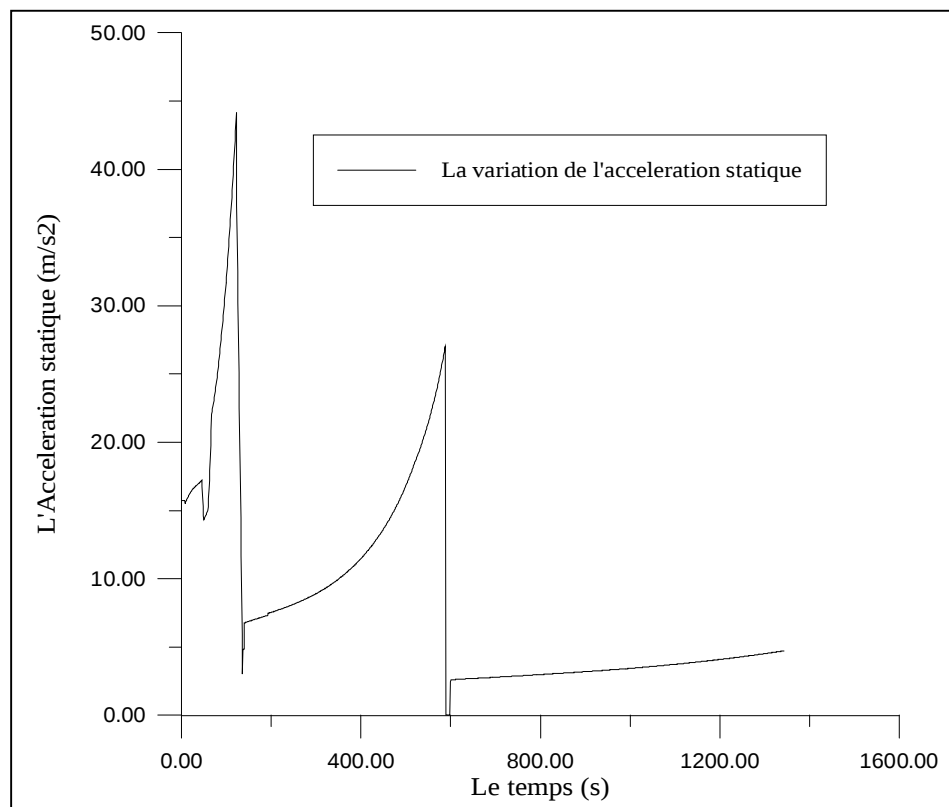


Figure 6.14 : La variation de l'accélération lanceur en fonction du temps

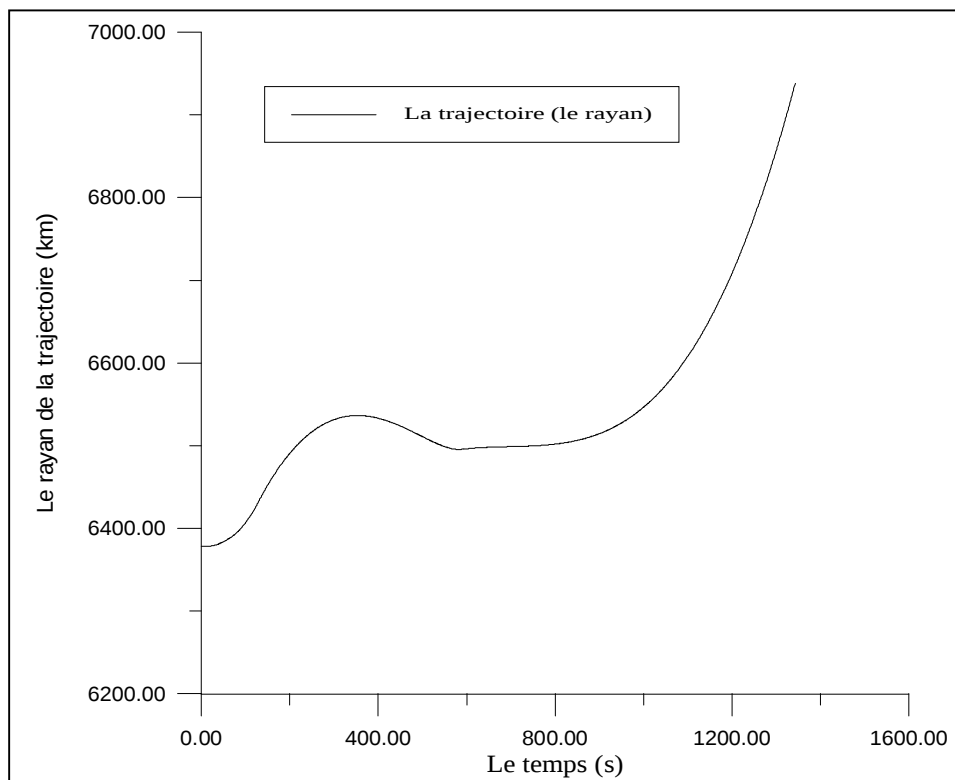


Figure 6.15 : La variation de rayon en fonction du temps

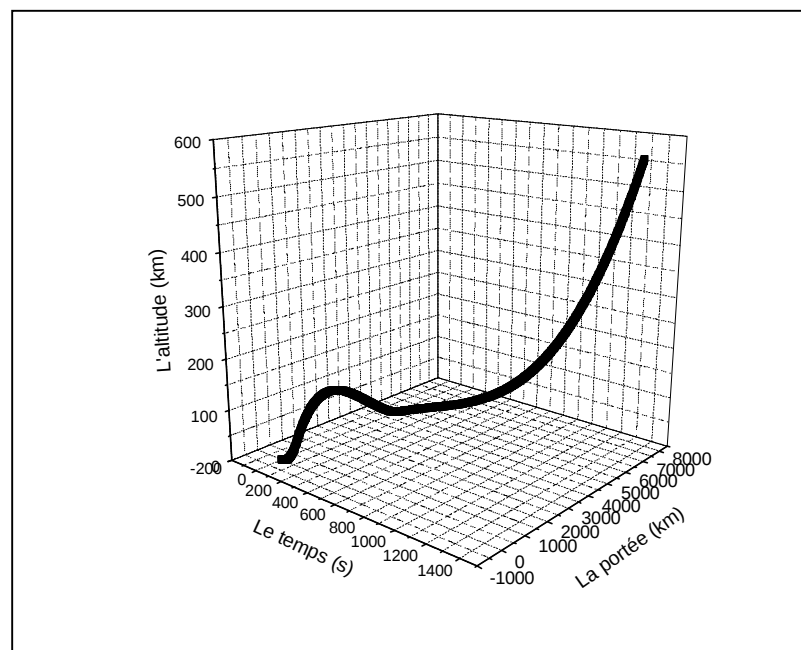
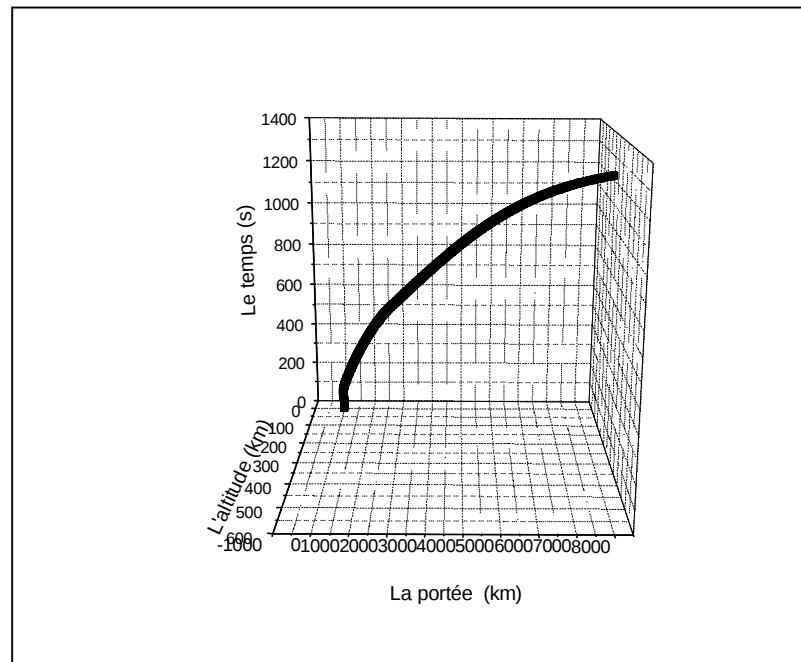


Figure 6.16 : La trajectoire en 3 D du lanceur

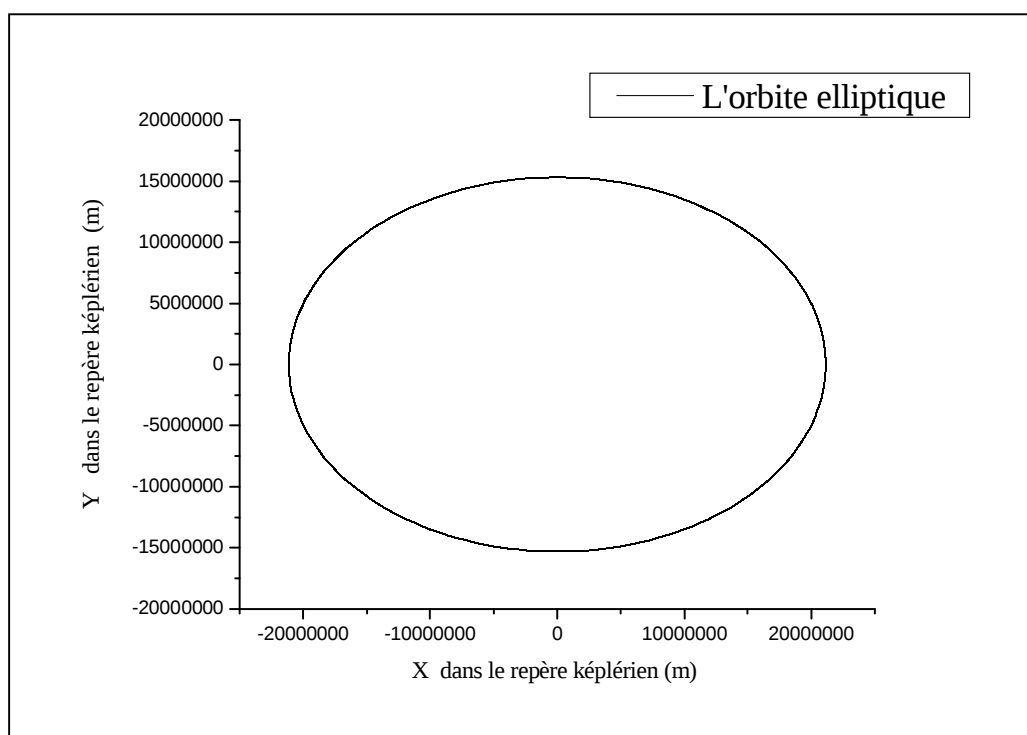


Figure 6.17 : La variation de X en fonction de Y dans le repère képlérien (l'orbite elliptique ($e < 1$))

6.2.2. Les résultats pour $e=0$

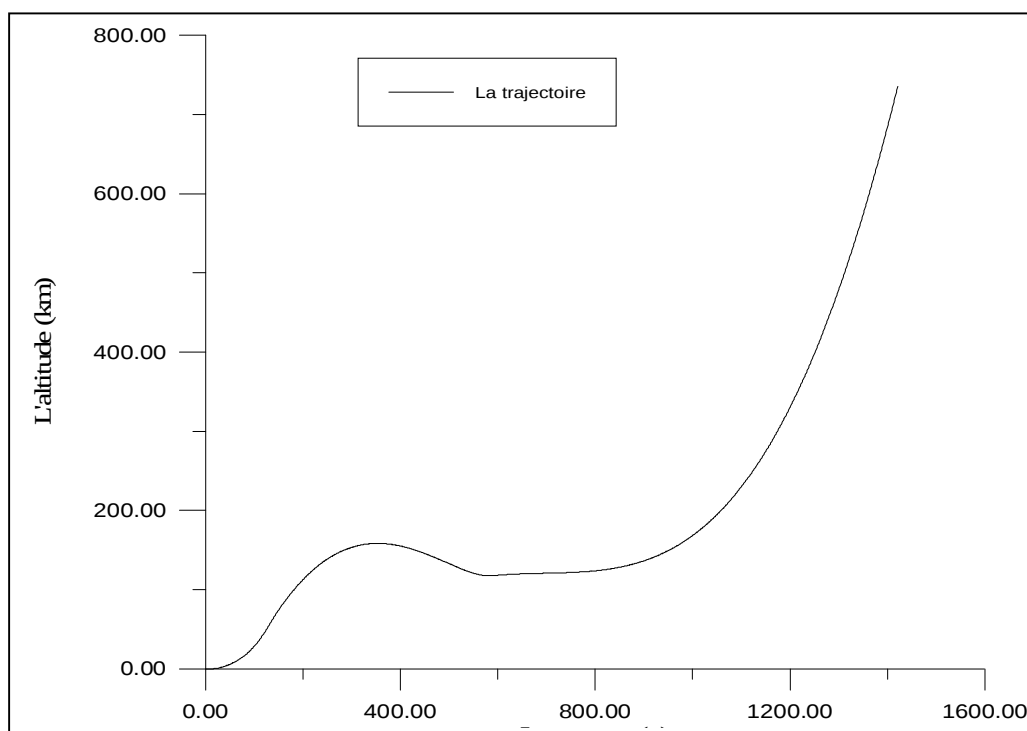


Figure 6.18 : La variation de l'altitude en fonction du temps (la trajectoire)

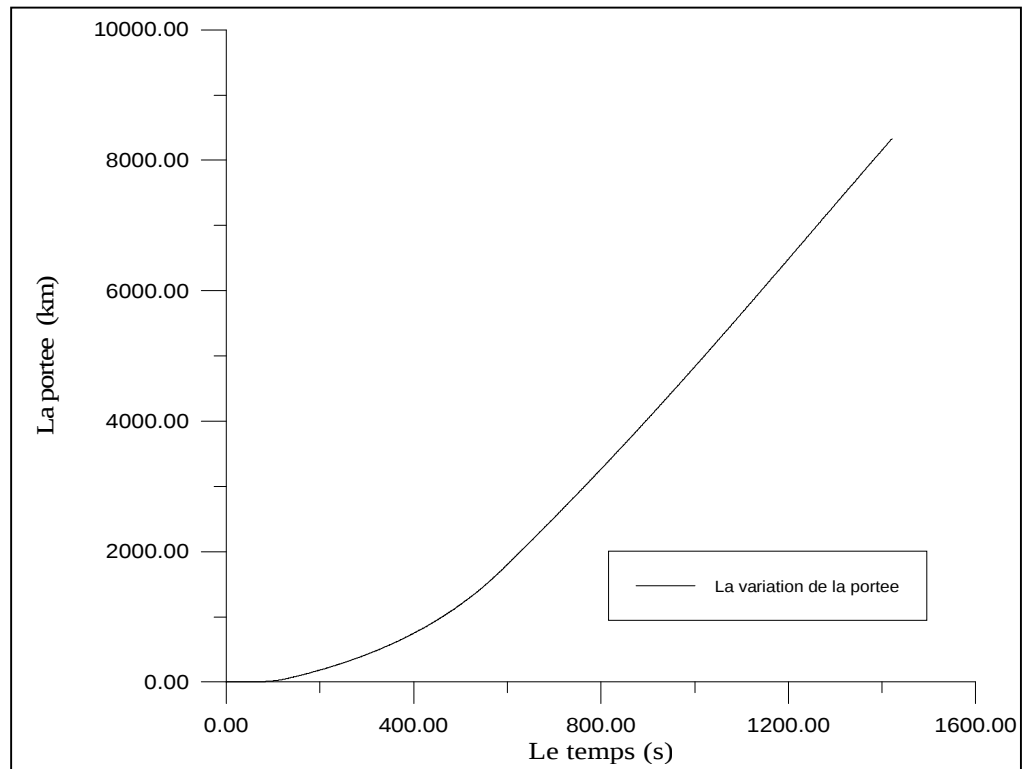


Figure 6.19 : La variation de la portée en fonction du temps.

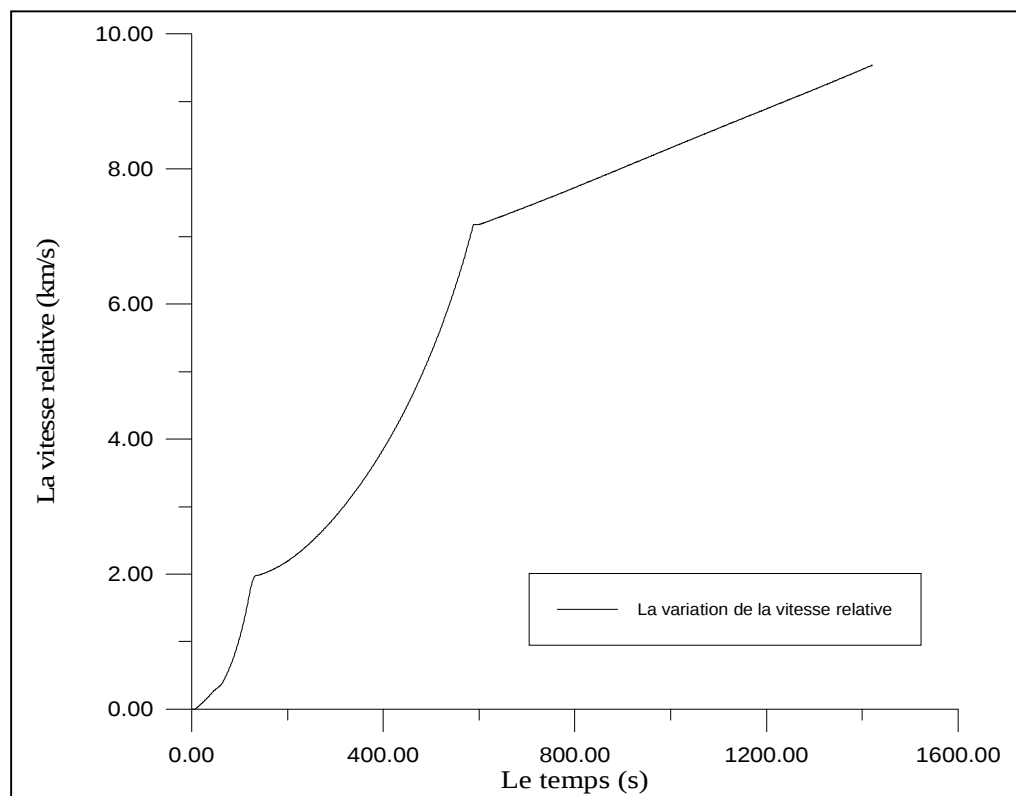


Figure 6.20 : La variation de vitesse relative en fonction du temps.

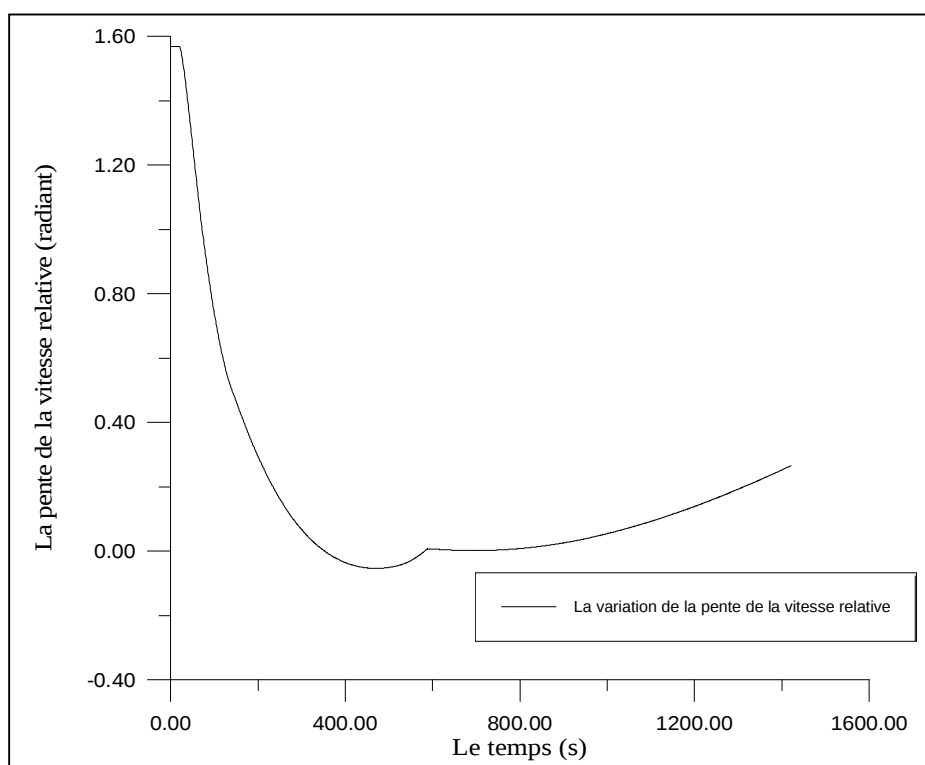


Figure 6.21 : La variation de la pente de la vitesse en fonction du temps.

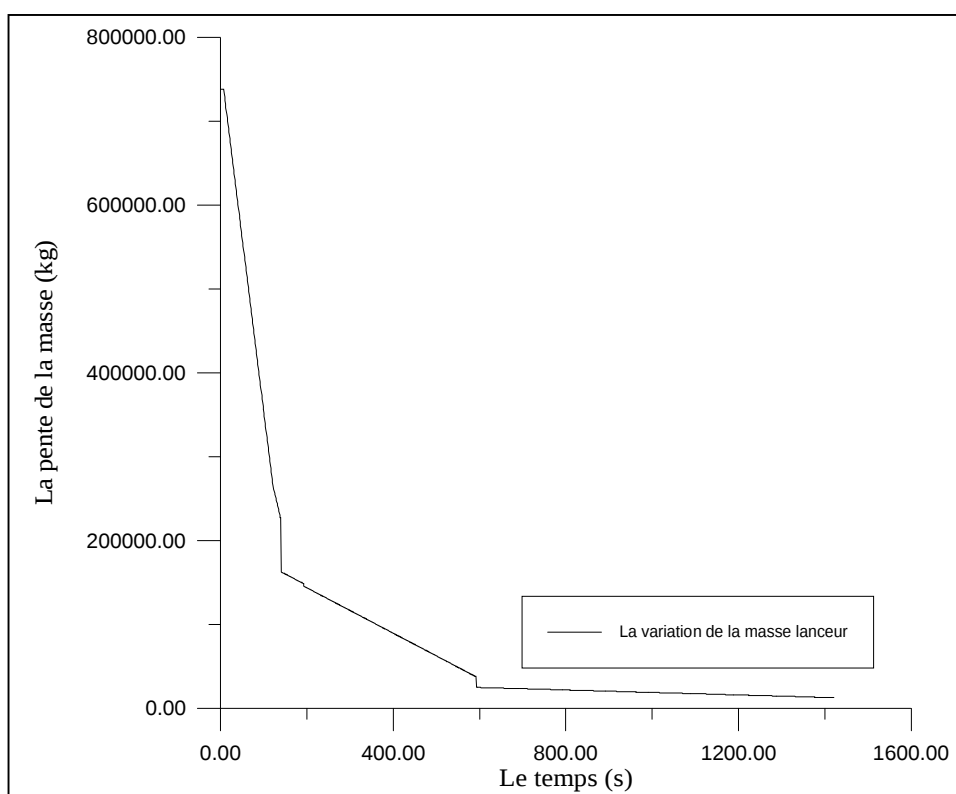


Figure 6.22 : La variation de la masse du lanceur en fonction du temps.

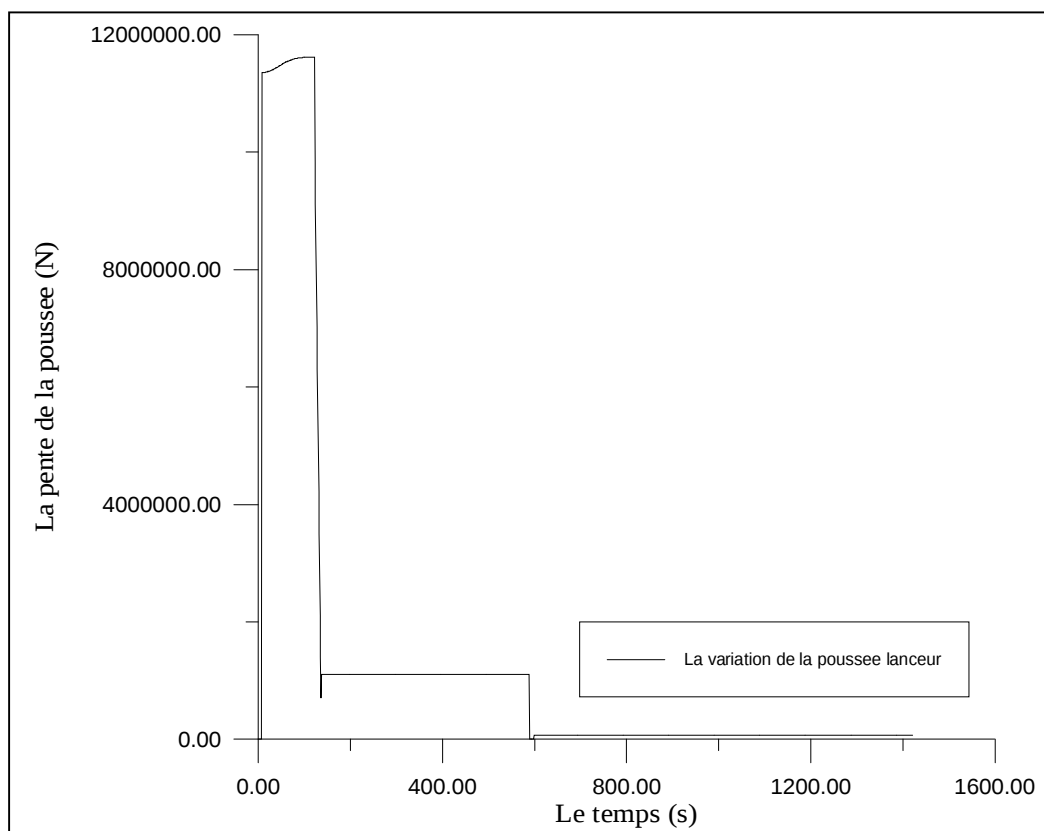


Figure 6.23 : La variation de la poussée du lanceur en fonction du temps.

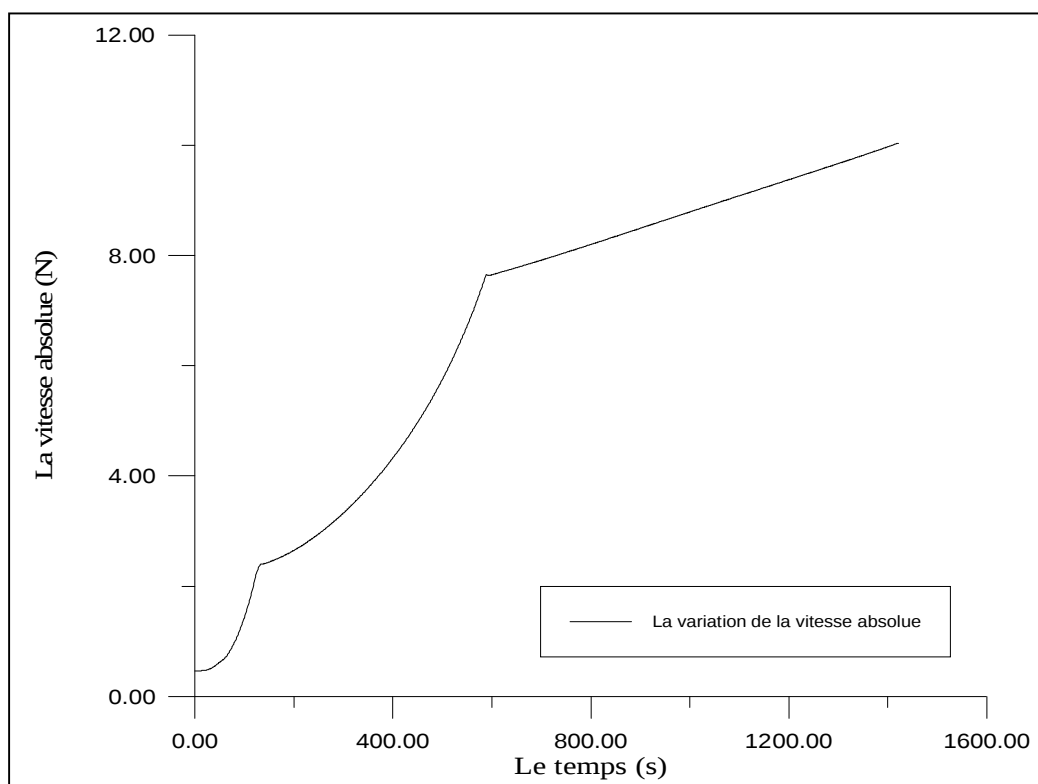


Figure 6.24 : La variation de la vitesse absolue en fonction du temps.

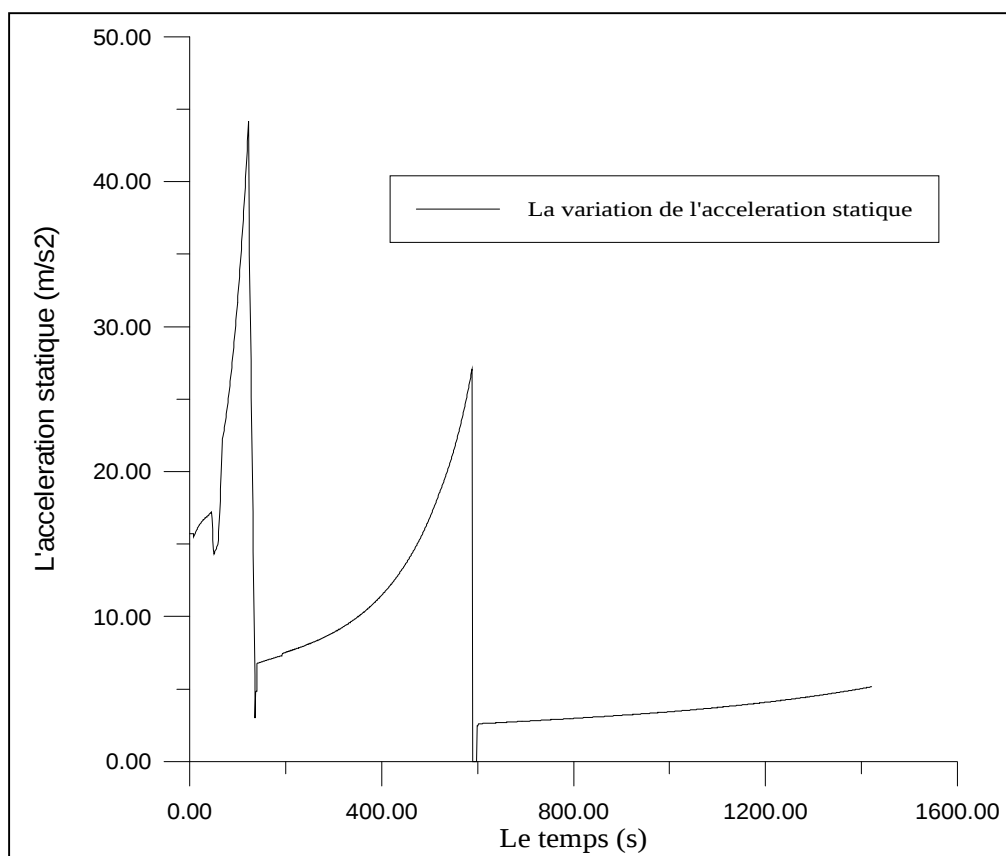


Figure 6.25 : La variation de l'accélération en fonction du temps.

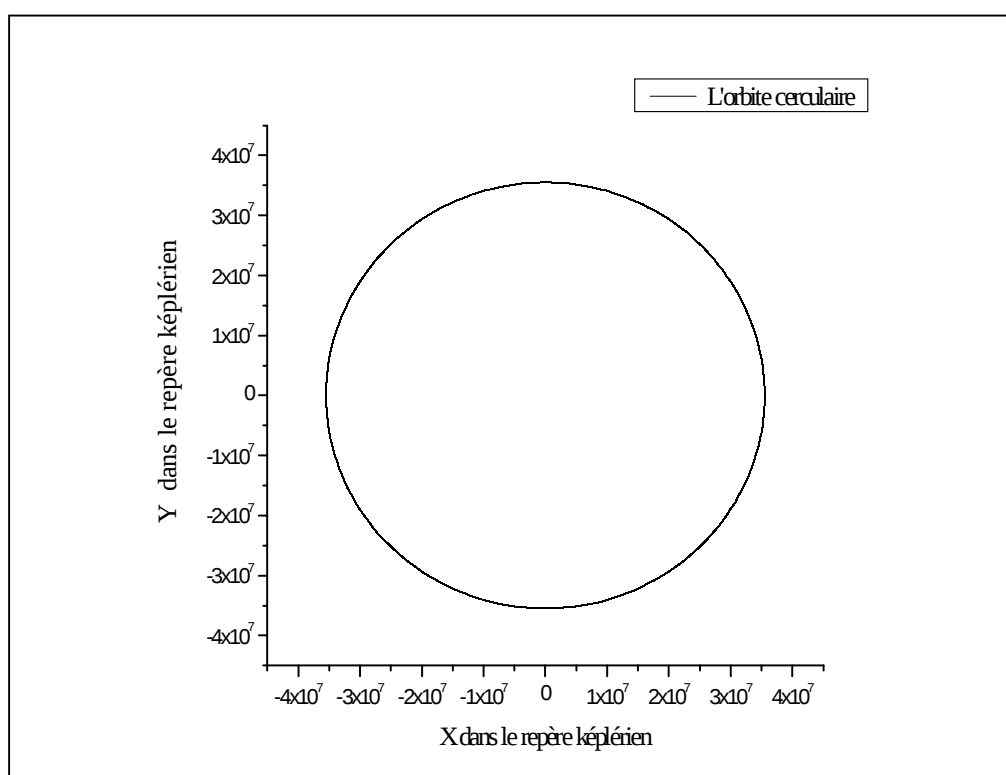


Figure 6.26 : La variation de X en fonction de Y dans le repère képlérien (l'orbite Circulaire ($e=0.$)).

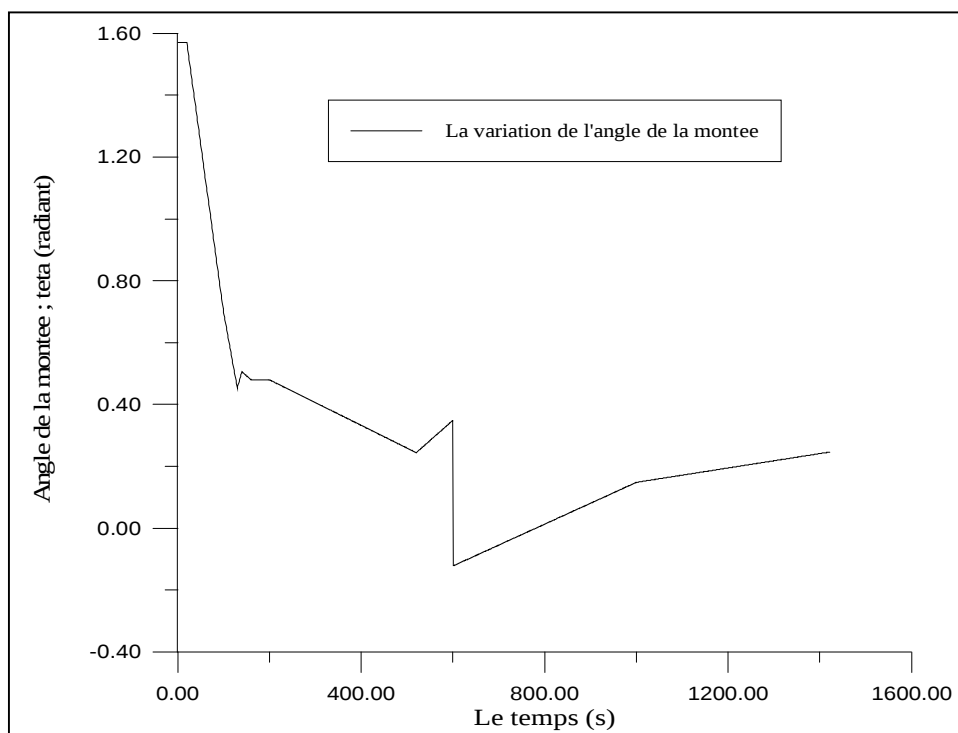


Figure 6.27 : La variation de l'angle de la montée modélisée en fonction du temps.

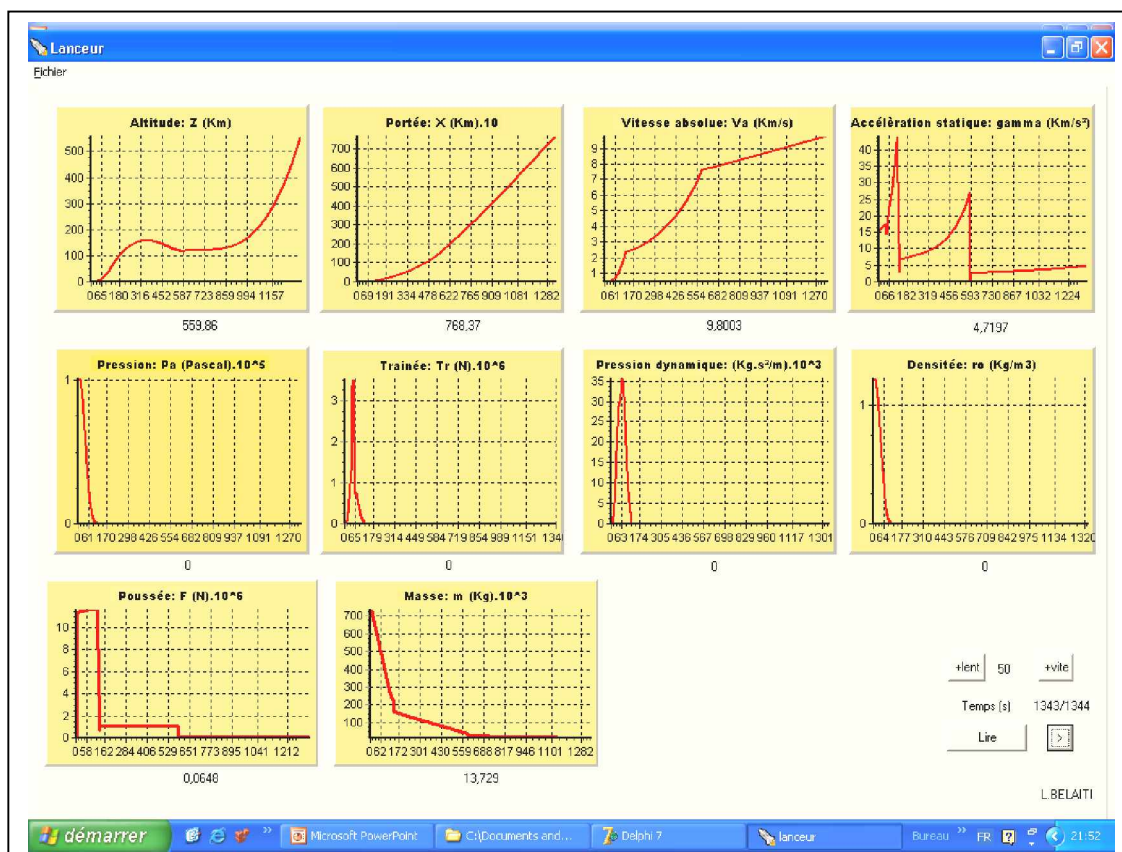


Figure 6.28 : Interface de Simulation du vol de Ariane 5 (Delphi).

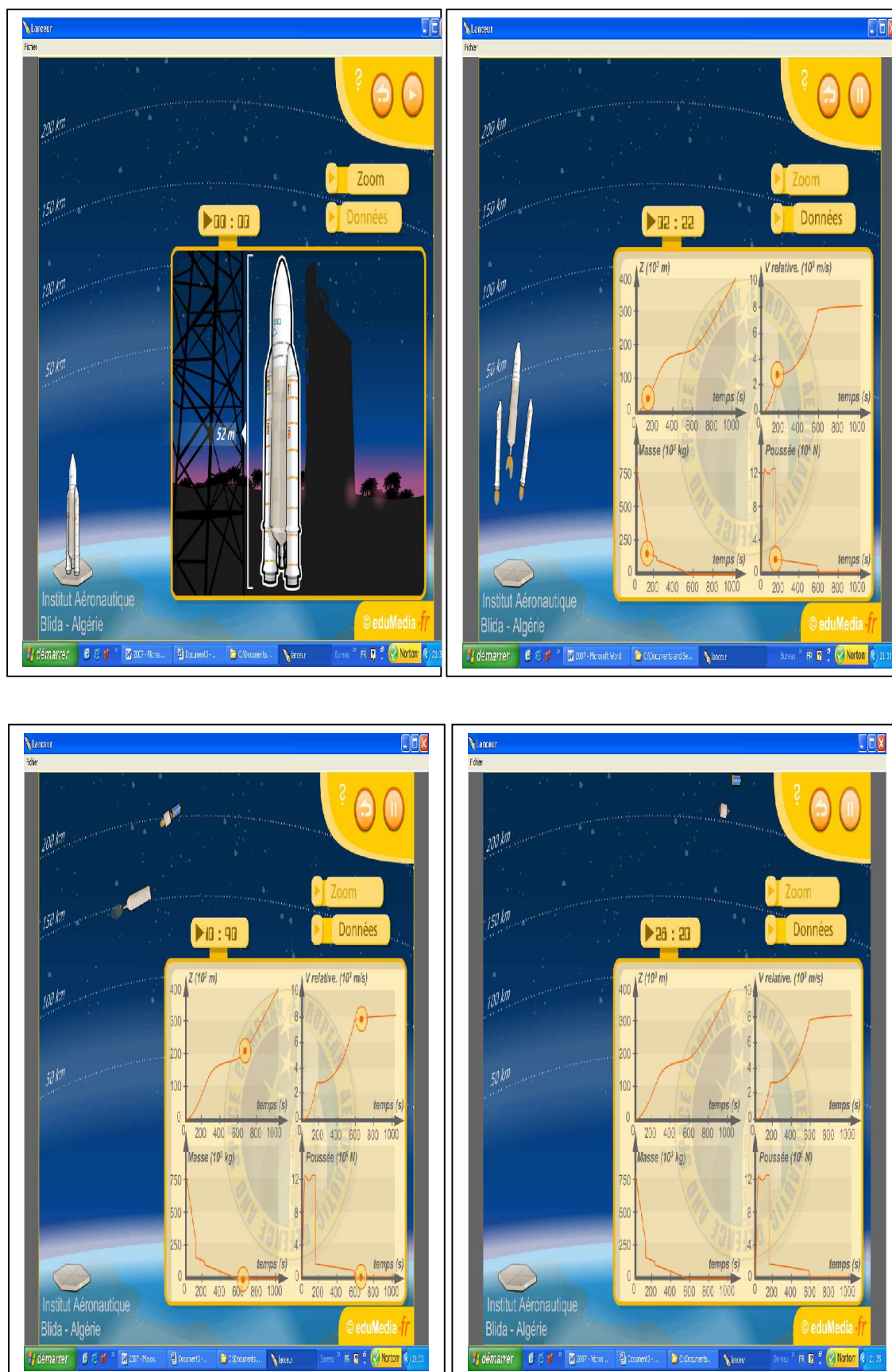


Figure 6.29 : Interface de Simulation du vol de Ariane 5 (Flash media player).

Tous ces résultats en les comparant avec le Logiciel Solstice du lancement d'Ariane 5, les courbe du Manuel d'Ariane 5, et le vol 138 (Appendice C) ; on constate les mêmes résultats, aussi la même allure pour une injection héliosynchrone (périgée de 580 km) du logiciel Solstice et du Manuel de Ariane 5.

Bien entendu, on peut diminuer la résolution du pas d'approximation. Ici, nous avons choisi le pas égal à 1 s car les outils mathématiques se prêtent bien à cette valeur. Aussi on n'a pas pris en considération d'autres forces :

La force liée aux vents solaires. Cette force se fait surtout sentir dans l'espace où les rayonnements lumineux sont les plus intenses, car encore non filtrés par l'atmosphère.

Cette force est liée à la réverbération des rayons lumineux sur la surface du lanceur ou du satellite. Elle dépend donc de l'intensité du rayonnement lumineux (donc de l'altitude et de la position), de l'état de surface et de l'aire de la partie exposée. En fonction de la disposition du Soleil par rapport à la trajectoire du lanceur ou du satellite, cette force peut aussi bien être motrice que résistante.

L'attraction des autres astres que la Terre. Selon la position des astres par rapport au lanceur ou au satellite, ces forces peuvent être motrices ou résistantes.

CONCLUSION

Si un objet est lancé depuis une planète, l'attraction l'attire vers celle-ci. Si la force du lancement est trop faible, cet objet tombera au sol, si elle est trop importante, l'objet se perdra dans l'espace. Si on ajuste la force, cet objet tombera continuellement sans se rapprocher du centre de la planète : on dit que cet objet est en orbite.

Les vitesses nécessaires à la mise en orbite d'un satellite sont gigantesques mais on ne peut pas les obtenir en phase atmosphérique simplement à cause du mur de chaleur.

Pour permettre à un satellite de graviter autour du globe on doit réaliser deux opérations.

En premier, il faut l'élever jusqu'à l'altitude choisie pour péririger et deuxièmement, il faut lui communiquer une vitesse initiale suffisantes pour conserver l'orbite (la vitesse minimum possible est de 7,90 km/s). Ces deux opérations entraînent l'emploi de fusées. Auparavant les engins avaient une vitesse maximale d'éjection trop faible, par conséquent on devait utiliser plusieurs fusées successivement

Ainsi, il s'avère nécessaire pour pouvoir envisager le lancement d'un satellite de procéder en plusieurs phases. Détaillons celle ci dans les lignes suivantes :

Le lancement de satellite géostationnaire nécessite plusieurs phases ainsi, pour notre exemple, la fusée ARIANE 5 emmène sa charge utile composée du satellite sur une orbite dite basse, ici 560 km d'altitude, périgée 200 km, ($e < 1$) ; par le moyen de son étage inférieur c'est-à-dire de l'étage EPC et de l'EAP.

A cette altitude, il est nécessaire de constater que les frottements liés au mouvement du lanceur ne sont pas négligeables, en effet la limite de la couche atmosphérique est de 700 km.

Les différents satellites se désolidarisent sur cette partie du lancement et assurent chacun leur propulsion vers l'orbite géostationnaire.

Il est logique que les lancements spatiaux s'effectuent dans le sens de rotation de la Terre pour bénéficier de cette vitesse supplémentaire au décollage.

Il en résulte que dans notre étude le sens du mouvement sera le même que celui de la Terre c'est à dire dans le sens anti-horaire.

A l'issu de cette étude, nous conclurons sur plusieurs points :

Tout d'abord, nous avons développé les principales formules générales utiles dans le cadre d'étude de systèmes propulsifs à propergols.

Plus spécifiquement, sur le lanceur ARIANE 5, nous avons étudié ses principales caractéristiques.

Nous avons réalisé une ébauche d'étude dynamique complète ; du côté de la propulsion, et étude implicite sur les orbites.

Nous sommes enfin amenée à conclure que le lanceur ARIANE 5, d'après nos calculs théoriques, est capable effectivement de mettre en orbite les charges utiles emmenées pour le vol 138 en orbite géostationnaire (Appendice C).

Il pourra être intéressant de suivre les futures améliorations d'ARIANE 5, et notamment le moteur VULCAIN 2 qui propulsera bientôt l'EPC du lanceur européen (de poussée améliorée (+20%) par modification du mélange et augmentation de la masse d'ergols embarqués.) : des lancés de trois satellites géostationnaires simultanément pourront alors être envisagées ...

Précisons enfin que le lanceur est modulaire puisqu'il peut recevoir diverses coiffes en fonction de la mission.

Avec tous ces développements, Ariane 5 devrait rester le lanceur lourd prédominant pendant quelques années encore.

Il y'a d'autres forces qui pourraient être prises en compte, (Forces indéterminées) par exemples; la force liée aux vents solaires, cette force se fait surtout sentir dans l'espace où les rayonnements lumineux sont les plus intenses, car encore non filtrés par l'atmosphère.

Cette force est liée à la réverbération des rayons lumineux sur la surface du lanceur ou du satellite. Elle dépend donc de l'intensité du rayonnement lumineux (donc de l'altitude et de la position), de l'état de surface et de l'aire de la partie exposée. En fonction de la disposition du Soleil par rapport à la trajectoire du lanceur ou du satellite, cette force peut aussi bien être motrice que résistante.

Aussi L'attraction des autres astres que la Terre. Selon la position des astres par rapport au lanceur ou au satellite, ces forces peuvent être motrices ou résistantes.

La difficulté de concevoir un lanceur performant est réelle, tant les paramètres intervenant sont contraignants et complexes. Toutefois, malgré les progrès importants réalisés dans l'utilisation des propergols, ceux ci sont limités à la mise en orbite. Pour aller plus loin, d'autres modes de propulsion seront indispensables. Car il existe en réalité une multitude d'alternatives comme : propulsion ionique, fission (américium), fusion,

matière/antimatière, voile solaire/ionique, poussée laser... On imagine aussi d'utiliser le champ magnétique pour maintenir les satellites en orbite, ou même de donner une impulsion aux lanceurs par poussée magnétique, voire encore de construire un ascenseur céleste. D'autres, plus imaginatifs, rêvent d'employer des "bulles de matière exotique". La conquête spatiale est loin d'être finie, et les propergols chimiques ne sont finalement que les balbutiements de cette grande aventure.

APPENDICE A

LISTE DES SYMBOLES ET DES ABREVIATIONS

A	:	Est l'apogée, point le plus éloigné du centre de la terre
A_r	:	L'aire balayée sur une trajectoire képlérienne
a	:	Demi-grand axe de l'orbite
B	:	Est le Périgée, le point le plus proche du centre de la terre
B	:	Demi petit axe
C(Z)	:	Vitesse du son en fonction de l'altitude
CNES	:	Le Centre Nationale d'Etude Spatiale européenne
CSG	:	Le centre Spatiale de Guayane
CSM	:	Command Service Module
C_x	:	Coefficient aérodynamique de traînée du lanceur
C_z	:	Coefficient aérodynamique de portance du lanceur
c	:	Demi distance focale
D_{H-H}	:	L'énergie de liasan entre H et H
$D_{O=O}$	:	L'énergie de liasan entre O et O
D_{O-H}	:	L'énergie de liasan entre O et H
dV_{pertes}	:	Les pertes de vitesse
$dV_{pesanteur}$	:	Les pertes de vitesse de pesanteur
$dV_{pilotage}$	:	Les pertes de vitesse de pilotage
dV_{prop}	:	Les pertes de vitesse propulsive
$dV_{traînée}$	:	Les pertes de vitesse de traînée
d	:	Distance moyenne au soleil
E	:	L'énergie de réaction
EAP	:	Etage d'Accélération à Poudre
E_c	:	L'énergie cinétique des gaz
E_m	:	L'énergie mécanique
EPC	:	Etage à propergol cryogénique
EPS	:	Etage à propergol stockable
ESA	:	Agence Spatiale Européenne

E_R	:	L'énergie libérée par la réaction
e	:	Excentricité de l'orbite
F	:	La poussée
$F(Z)$	:	La poussée en fonction de l'altitude
F_{ap}	:	Aplatissement de l'ellipsoïde terrestre
F_{EAP}	:	La poussée de EAP
F_{EPC}	:	La poussée de EPC
F_{EPS}	:	Poussée dans le vide de EPS
F_{PAL}	:	La poussée des PAL
F_{PAP}	:	La poussée des PAP
F_{VK}	:	La poussée de moteur central (VIKING)
G	:	Constante de gravitation universelle
G'	:	Accélération de la gravité newtonienne, sans tenir compte des Perturbations gravitationnelles.
g	:	La gravitation réel
g_0	:	La gravitation à $Z=0$
G_e	:	Accélération de la pesanteur au niveau de l'équateur
GEO	:	Orbite géostationnaire
GPS	:	Global Positioning System
G_r	:	Le centre d'inertie du lanceur
GTO	:	Orbite de Transfert Géostationnaire
H ou h	:	Moment cinétique réduit
I_{sp}	:	Impulsion spécifique des ergols d'un moteur
I_{SPEPC}	:	Impulsion spécifique de EPC
I_{SPEPS}	:	Impulsion spécifique de EPS
$I_{sp_{eq}}$	:	Impulsion spécifique équivalente
$I_{sp_{PAL}}$	:	Impulsion spécifique des PAL
$I_{sp_{PAP}}$	:	Impulsion spécifique des PAP
$I_{sp_{VK}}$	:	Impulsion spécifique de moteur central (VIKING)
ISS	:	La station spatiale internationale
i	:	Nombre d'étage
ii	:	Incidence du véhicule, angle entre l'axe longitudinal du véhicule et la Vitesse relative V_R .

in	:	Inclinaison de l'orbite sur l'écliptique en degrés
K	:	La constante des aires
LEO	:	Low Earth Orbit ou Satellite à Orbite Basse
LH ,LH ₂	:	Liquide hydrogène
LO ,LO ₂	:	Liquide Oxygène
LM	:	Lunar Module
M	:	La masse lanceur
M(t)	:	Masse instantanée du lanceur
M(x)	:	La masse d'un composant d'un composant chimique ; exemple O ₂
M _{105_plus}	:	La masse de lanceur au temps =105s
M _{122_plus}	:	La masse de lanceur au temps =122s
M _{137_plus}	:	La masse de lanceur au temps =137s
M _{139_plus}	:	La masse de lanceur au temps =139s
M _{589_plus}	:	La masse de lanceur au temps =589s
M _{592_plus}	:	La masse de lanceur au temps =592s
M _{599_plus}	:	La masse de lanceur au temps =599s
M ₀₁	:	La masse de lanceur au décollage
Mach	:	Le nombre de mach
Masse _{vol}	:	La masse de lanceur en vol
Mc, mc	:	La masse de la coiffe protégeant le satellite lors de la traversée des couches atmosphériques
MEO	:	Orbites moyennes semi synchrones
M _{EPC}	:	La masse de propergols de EPC
M _f	:	La masse finale (à la fin de combustion du moteur et avant largage)
M _i	:	La masse d'un moteur, $M_i = M_{pi} + M_{si}$
M ₀	:	La masse initiale
M _{PEPS}	:	Masse des propergols de EPS
M _{pi}	:	Masse des propergols utiles d'un moteur i, masse effectivement brûlée
MPS	:	Moteurs à propergols solides
M _{si}	:	Masse de structure du moteur d'indice i, masse autres que d'ergols
M _{TEAP}	:	La masse total de l'EAP
M _{TEPC}	:	La masse total de l'EPC
M _{TEPS}	:	La masse total de l'EPS
Mu, mu	:	Masse utile, c'est à dire la masse située au dessus de la partie considérée Comme étant le lanceur.

MUA	:	Manuel Utilisateur d'Ariane 5
m	:	La masse des gaz rejetés
m(x)	:	La masse d'un composant d'un composant chimique ; exemple O ₂
N ₂ O ₄	:	Nitrogen Teroxide
n(x)	:	Nombre de moles d'un composant chimique ; exemple O ₂
O	:	Le centre du corps principal
P	:	Est le périégée, point le plus rapproché du centre O de la terre
P(Z), Pa(Z)	:	Pression ambiante en atmosphère calme, à l'altitude où se trouve le lanceur
PAL	:	Propergol d'accélération liquide
PAP	:	Propergol d'accélération à poudre
Pe	:	Pression des gaz au niveau de la sortie de section Se.
p	:	Poids
Q _{eq}	:	Débit équivalent
Q	:	Débit massique
q _{EAP}	:	Débit massique des gaz de EAP
q _{eau} , q _e	:	Débit d'eau éventuel
q _{EPC}	:	Débit massique des gaz de EPC
q _{EPS}	:	Débit massique des gaz de EPS
q _{PAL}	:	Débit massique des gaz des PAL
q _{PAP}	:	Débit total des PAP
q _{VK}	:	Le débit de moteur central (VIKING)
R _a	:	Repère absolu
R ⁿ	:	L'espace vectoriel
R _p	:	Repère des coordonnées polaires du lanceur
R _T	:	Rayon équatorial terrestre
R _T	:	Repère relatif
R _{te}	:	Rayon équatorial terrestre
R _x	:	Force de traînée sur le lanceur, opposée à la vitesse
R _z	:	Force de portance sur le lanceur, dont l'orientation dépend de l'angle d'incidence α
r	:	Le rayon vecteur, mesuré positivement sur l'unitaire u

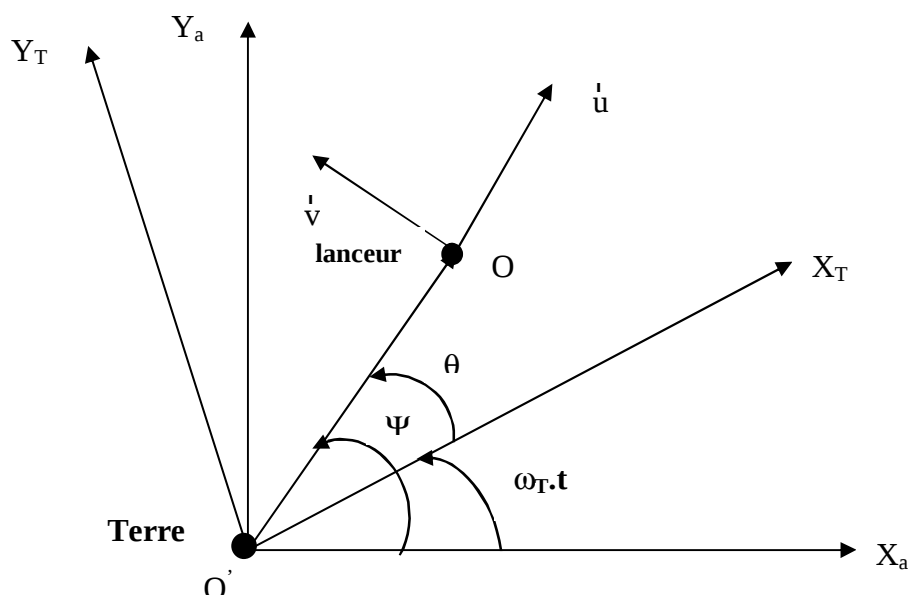
r'	:	La constante des gaz parfaits.
r_0, θ'_0	:	Le rayon vecteur, et l'angle polaire (Angle polaire du périégée) à t_0
r_a	:	Rayon apogée
r_g	:	Le rayon de l'orbite géostationnaire
r_p	:	Rayon périégée
S	:	La surface de lanceur projetée sur laquelle s'exerce la pression
$S(t)$	:	Est la position courante sur une trajectoire képlérienne
$S(t_0)$	:	La position à l'instant initial t_0 sur une trajectoire képlérienne
SCA	:	Système de control d'attitude
S_e	:	Section de sortie des tuyères
SSO	:	Orbite héliosynchrone
SSTO	:	Orbite Supersynchrone
SCAO	:	Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
SCP	:	Salle de contrôle principale
T	:	Période orbitale
$T', T(Z)$	:	La température, la température en fonction de l'altitude.
t_{foncEPC}	:	Le temps maximum de fonctionnement de EPC
t_{foncEPS}	:	Le temps maximum de fonctionnement de EPS
T_T	:	Période sidérale de la Terre
t	:	Le temps
U	:	L'énergie potentielle
UDMH	:	Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine
u et v	:	Sont les axes associés aux coordonnées polaires. (u le radial, v l'orthoradial) sur une trajectoire képlérienne.
V	:	Le vecteur vitesse absolue de lanceur
V_a	:	Vecteur vitesse absolue, mesurée dans $OX_T Y_T Z_T$
V_{ap}	:	La vitesse de l'apogée
V_e	:	Vitesse d'éjection des gaz au niveau de la sortie des tuyères
V_r	:	Version
V_{EPC}	:	La vitesse d'éjection de EPC
V_{EPS}	:	La vitesse d'éjection de EPS
V_p	:	La vitesse du périégée
V_R	:	Vecteur vitesse relatif à la terre
V_r	:	Le vecteur vitesse sur le radial, sur une trajectoire képlérienne

V_T, V_{eT}	:	Vitesse d'entraînement due à la rotation terrestre calculée à la position courante du lanceur.
V_0	:	Le vecteur vitesse absolue à l'instant t_0 sur une trajectoire Képlérienne.
$V_{\theta'}$	:	Le vecteur : La vitesse sur l'orthoradial, sur une trajectoire képlérienne.
W	:	Le vecteur unitaire de k .
WMO	:	World Meteorological Organisation
x et y	:	Les coordonnées cartésiennes dans le repère de Kepler
$X, X(t)$	:	Distance sol parcouru par le lanceur rapporté à la base de Kourou.
Y	:	Le vecteur de R^4
$y(t)$	:	Une fonction inconnue où t le temps le variable
$Z, Z(t)$	:	Altitude sol du lanceur
Z_0	:	Altitude à l'injection
Ω	:	Le vecteur unitaire de $\vec{H}$ ou de $\vec{h}$
ω_T	:	Vitesse angulaire moyenne de la Terre autour de son axe
Γ_0	:	L'accélération initiale, à l'allumage
ω_i, Ω_i	:	Indice constructif d'un moteur
θ'	:	L'angle polaire sur une trajectoire képlérienne
Γ_a	:	L'accélération
Γ_s	:	L'accélération statique
ΔV_R	:	La variation de la vitesse relative
λ_i	:	Rapport de masse spécialement associé à un étage i
μ	:	Constante de gravitation de la planète
μ_L	:	Constante de gravitation lunaire
ΔV_{pertes}	:	Les pertes de la vitesse
Γ_f	:	L'accélération finale
β	:	Pente locale de la vitesse relative sur l'horizontale locale ou encore la direction ortho radiale.
δ	:	Angle de déviation de l'axe tuyère par rapport à l'axe lanceur, intervient dans l'asservissement de pilotage.
ε	:	Inclinaison de l'équateur terrestre sur l'elliptique.
γ	:	La pente absolue de la vitesse, sur une trajectoire képlérienne
γ_0	:	La pente absolue de la vitesse à l'instant t_0 , sur une trajectoire Képlérienne

γ_a	:	Pente locale de la vitesse absolue sur l'horizontale locale ou encore la direction ortho radiale.
γ_R	:	Pente locale de la vitesse relative
μ_S	:	Constante de gravitation solaire
μ_T	:	Constante de gravitation terrestre
$\theta(t)$	:	Assiette du lanceur. Angle entre l'axe lanceur et une horizontale soit locale ($\theta_L(t)$) ou bien Absolue $\theta_a(t)$; dans ce cas l'horizontale de l'instant de tir est mémorisé, celle de Kourou.
$\rho(Z), \rho$	:	Masse volumique de l'air à l'altitude Z du lanceur
$\omega_{S/T}$	:	Vitesse angulaire moyenne du soleil par rapport à la Terre
ψ	:	Angle polaire de la position du centre d'inertie du lanceur dans le repère absolue.

APPENDICE B

LES EQUATIONS DE MONTEE D'UN LANCEUR



$$\dot{X}_T = \cos \omega_T t \cdot \dot{X}_a + \sin \omega_T t \cdot \dot{Y}_a$$

$$\frac{d\dot{X}_T}{dt} = \omega_T \cdot [-\sin \omega_T t \cdot \dot{X}_a + \cos \omega_T t \cdot \dot{Y}_a]$$

$$\frac{d\dot{X}_T}{dt} = \omega_T \dot{Y}_t$$

$$\dot{Y}_T = -\sin \omega_T t \cdot \dot{X}_a + \cos \omega_T t \cdot \dot{Y}_a$$

$$\frac{d\dot{Y}_T}{dt} = -\omega_T \dot{X}_t$$

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_T \\ \dot{Y}_T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t \\ -\sin \omega t & \cos \omega t \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_a \\ \dot{Y}_a \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi \\ -\sin \Psi & \cos \Psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_a \\ \dot{Y}_a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_T \\ \dot{Y}_T \end{pmatrix}$$

$$\begin{aligned} \overrightarrow{OG} &= (R_T + Z) \cdot \dot{u} \\ &= (R_T + Z) \cdot [\cos \psi \cdot \dot{X}_a + \sin \psi \cdot \dot{Y}_a] \\ &= (R_T + Z) \cdot [\cos(\psi - \omega_T \cdot t) \cdot \dot{X}_T + \sin(\psi - \omega_T \cdot t) \cdot \dot{Y}_T] \end{aligned}$$

q La vitesse relative

$$\vec{V}_R = \frac{d\vec{OG}}{dt} \Big/ R_T = \dot{Z} \begin{bmatrix} \cos(\psi - \omega_T.t) \cdot \dot{X}_T + \sin(\psi - \omega_T.t) \cdot \dot{Y}_T \\ -\sin(\psi - \omega_T.t) \cdot \dot{X}_T + \cos(\psi - \omega_T.t) \cdot \dot{Y}_T \end{bmatrix} + (R_T + Z) \cdot [\dot{\psi} - \omega_T.t]$$

q La vitesse absolue

$$\begin{aligned} \vec{V}_a = \frac{d\vec{OG}}{dt} \Big/ R_a &= \dot{Z} \dot{u} + (R_T + Z) [-\sin \psi \dot{X}_a + \cos \psi \dot{Y}_a] \dot{\psi} \\ &= \dot{Z} \dot{u} + (R_T + Z) \dot{v} \dot{\psi} \end{aligned}$$

aussi

$$\begin{aligned} \vec{V}_a = \frac{d\vec{OG}}{dt} \Big/ R_a &= \dot{Z} [\cos(\psi - \omega_T.t) \dot{X}_T + \sin(\psi - \omega_T.t) \dot{Y}_T] + (R_T + Z) [\dot{\psi} - \omega_T.t] \\ &\quad [-\sin(\psi - \omega_T.t) \dot{X}_T + \cos(\psi - \omega_T.t) \dot{Y}_T] + (R_T + Z) \left[\cos(\psi - \omega_T.t) \cdot \frac{d\dot{X}_T}{dt} + \sin(\psi - \omega_T.t) \cdot \frac{d\dot{Y}_T}{dt} \right] \\ \vec{V}_a &= \vec{V}_R + (R_T + Z) [\omega_T \cos(\psi - \omega_T.t) \dot{Y}_T - \omega_T \sin(\psi - \omega_T.t) \dot{X}_T] \\ &= \vec{V}_R + (R_T + Z) \dot{v} \\ &= \vec{V}_R + \vec{V}_T \end{aligned}$$

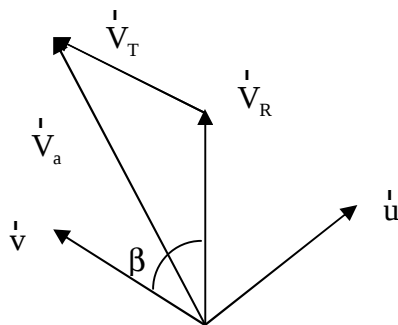
Et par définition on a :

$$\dot{V}_R = \dot{V}_R \cdot \cos \beta \cdot \dot{v} + \dot{V}_R \cdot \sin \beta \cdot \dot{u}$$

par identification on a :

$$\begin{cases} \dot{Z} \dot{u} + (R_T + Z) \dot{\psi} \dot{v} = \dot{V}_R \cdot \cos \beta \cdot \dot{v} + \dot{V}_R \cdot \sin \beta \cdot \dot{u} + \omega_T \cdot (R_T + Z) \cdot \dot{v} \\ \dot{Z} = \dot{V}_R \cdot \sin \beta \\ (R_T + Z) \cdot \dot{\psi} = \dot{V}_R \cdot \cos \beta \cdot \dot{v} + \omega_T \cdot (R_T + Z) \cdot \dot{v} \Rightarrow \dot{\psi} = \omega_T + \frac{\dot{V}_R \cdot \cos \beta}{R_T + Z} \end{cases}$$

et $\dot{V}_R \cdot \cos \beta = (R_T + Z)(\dot{\psi} - \omega_T)$



q Repère aérodynamique

$$\frac{\dot{\mathbf{V}}_R}{V_R} = \frac{\mathbf{r}}{X} \quad , \quad \frac{\mathbf{r}}{Y} = Z \wedge \frac{\mathbf{r}}{X}$$

$$\begin{cases} \frac{\mathbf{r}}{X} = \cos \beta \frac{\mathbf{r}}{V} + \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{u} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y} = \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{V} - \cos \beta \frac{\mathbf{r}}{u} \end{cases}$$

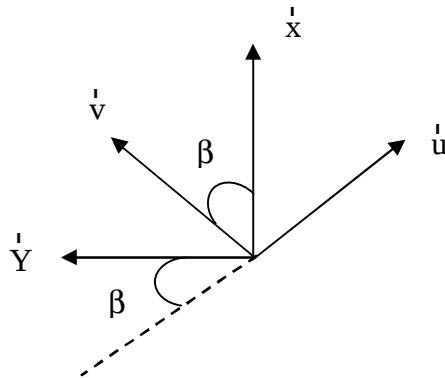
$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \sin \beta & \cos \beta \\ -\cos \beta & \sin \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{u} \\ \frac{\mathbf{r}}{v} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \beta & \cos \beta \\ -\cos \beta & \sin \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi \\ -\sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X_a} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y_a} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} \sin \beta \cos \psi - \cos \beta \sin \psi & \sin \beta \sin \psi + \cos \beta \cos \psi \\ -\cos \beta \cos \psi - \sin \beta \sin \psi & -\cos \beta \sin \psi + \sin \beta \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X_a} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y_a} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} \sin(\psi - \beta) & \cos(\psi - \beta) \\ -\cos(\psi - \beta) & \sin(\psi - \beta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X_a} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y_a} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi - \beta + \frac{\pi}{2}) & \sin(\psi - \beta + \frac{\pi}{2}) \\ -\sin(\psi - \beta + \frac{\pi}{2}) & \cos(\psi - \beta + \frac{\pi}{2}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X_a} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y_a} \end{pmatrix} \\ \Rightarrow \frac{d\mathbf{r}}{dt} &= (\dot{\psi} - \dot{\beta}) \frac{\mathbf{r}}{Y} = (\omega_T + \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z} - \dot{\beta}) \cdot \frac{\mathbf{r}}{Y} \\ (\dot{X}_a, \dot{X}) &= \dot{X}_a \cdot \frac{\mathbf{r}}{X} = \cos(\psi - \beta + \frac{\pi}{2}) \end{aligned}$$

On a :

$$\dot{\mathbf{V}}_a = \dot{\mathbf{V}}_R + \dot{\mathbf{V}}_T = \dot{\mathbf{V}}_R \frac{\mathbf{r}}{X} + \omega_T (R_T + Z) \frac{\mathbf{r}}{v}$$

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{X} \\ \frac{\mathbf{r}}{Y} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \sin \beta & \cos \beta \\ -\cos \beta & \sin \beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{\mathbf{r}}{u} \\ \frac{\mathbf{r}}{v} \end{pmatrix} \\ \Rightarrow \frac{\mathbf{r}}{v} &= \cos \beta \frac{\mathbf{r}}{X} + \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{Y} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_a &= V_R \cdot \frac{\mathbf{r}}{X} + \omega_T (R_T + Z) \cdot [\cos \beta \frac{\mathbf{r}}{X} + \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{Y}] \\ &= (V_R + \omega_T \cos \beta (R_T + Z)) \frac{\mathbf{r}}{X} + \omega_T (R_T + Z) \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{Y} \\ &= (V_R + \cos \beta V_T) \frac{\mathbf{r}}{X} + V_T \sin \beta \frac{\mathbf{r}}{Y} \end{aligned}$$



$$\frac{d\dot{V}_a}{dt} = (\dot{V}_R - \dot{\beta} \sin \beta V_T + \cos \beta \dot{V}_T) \dot{X} + (\dot{V}_T \sin \beta + V_T \dot{\beta} \cos \beta) \dot{Y}$$

$$+ (V_R + \cos \beta V_T) (\dot{\psi} - \dot{\beta}) \dot{Y} - V_T \sin \beta (\dot{\psi} - \dot{\beta}) \dot{X}$$

$$\dot{X} \Rightarrow (\dot{V}_R - \dot{\beta} \sin \beta V_T + \cos \beta \dot{V}_T - V_T \sin \beta \dot{\psi} + V_T \sin \beta \dot{\beta}) \dot{X}$$

mais $\dot{V}_T + \omega_T (R_T + Z) = \omega_T \dot{Z} = \omega_T V_R \sin \beta$

$$= (\dot{V}_R + \cos \beta \sin \beta \omega_T V_R - V_T \sin \beta \dot{\psi}) \dot{X}$$

et

$$\dot{\psi} = \omega_T + \frac{V_R \cos \beta}{R_T + Z} = \omega_T + \frac{V_R \cos \beta \omega_T}{V_T}$$

$$\frac{d\dot{V}_a}{dt} = (\dot{V}_R + \cos \beta \sin \beta \omega_T V_R - V_T \sin \beta \omega_T - V_T \sin \beta \frac{V_R \cos \beta \omega_T}{V_T}) \dot{X}$$

$$= (\frac{dV_R}{dt} - \sin \beta \omega_T V_T) \dot{X}$$

$$\dot{Y} \Rightarrow (\dot{V}_T \sin \beta + V_T \dot{\beta} \cos \beta + (V_R + \cos \beta V_T) (\dot{\psi} - \dot{\beta})) \dot{Y}$$

$$= (\omega_T V_R \sin^2 \beta + V_T \dot{\beta} \cos \beta + V_R \dot{\psi} - V_R \dot{\beta} + \cos \beta V_T \dot{\psi} - \cos \beta V_T \dot{\beta}) \dot{Y}$$

$$= (\omega_T V_R \sin^2 \beta + V_R (\omega_T + \frac{\omega_T V_R \cos \beta}{V_T}) - V_R \dot{\beta} + \cos \beta V_T (\omega_T + \frac{\omega_T V_R \cos \beta}{V_T})) \dot{Y}$$

$$= (\omega_T V_R \sin^2 \beta + V_R \omega_T + \frac{\omega_T V_R^2 \cos \beta}{V_T} - V_R \dot{\beta} + \cos \beta V_T \omega_T + \omega_T V_R \cos^2 \beta) \dot{Y}$$

$$= (2 \omega_T V_R - V_R \dot{\beta} + V_R \cos \beta \omega_T (\frac{V_R}{V_T} + \frac{V_T}{V_R})) \dot{Y}$$

APPENDICE C

LE VOL 138 DE ARIANE 5, LOGICIEL DE LA SIMULATION DU VOL DE ARIANE 5 « SOLSTICE», ET COURBES DE COMPARAISONS

Le vol 138 de Ariane 5

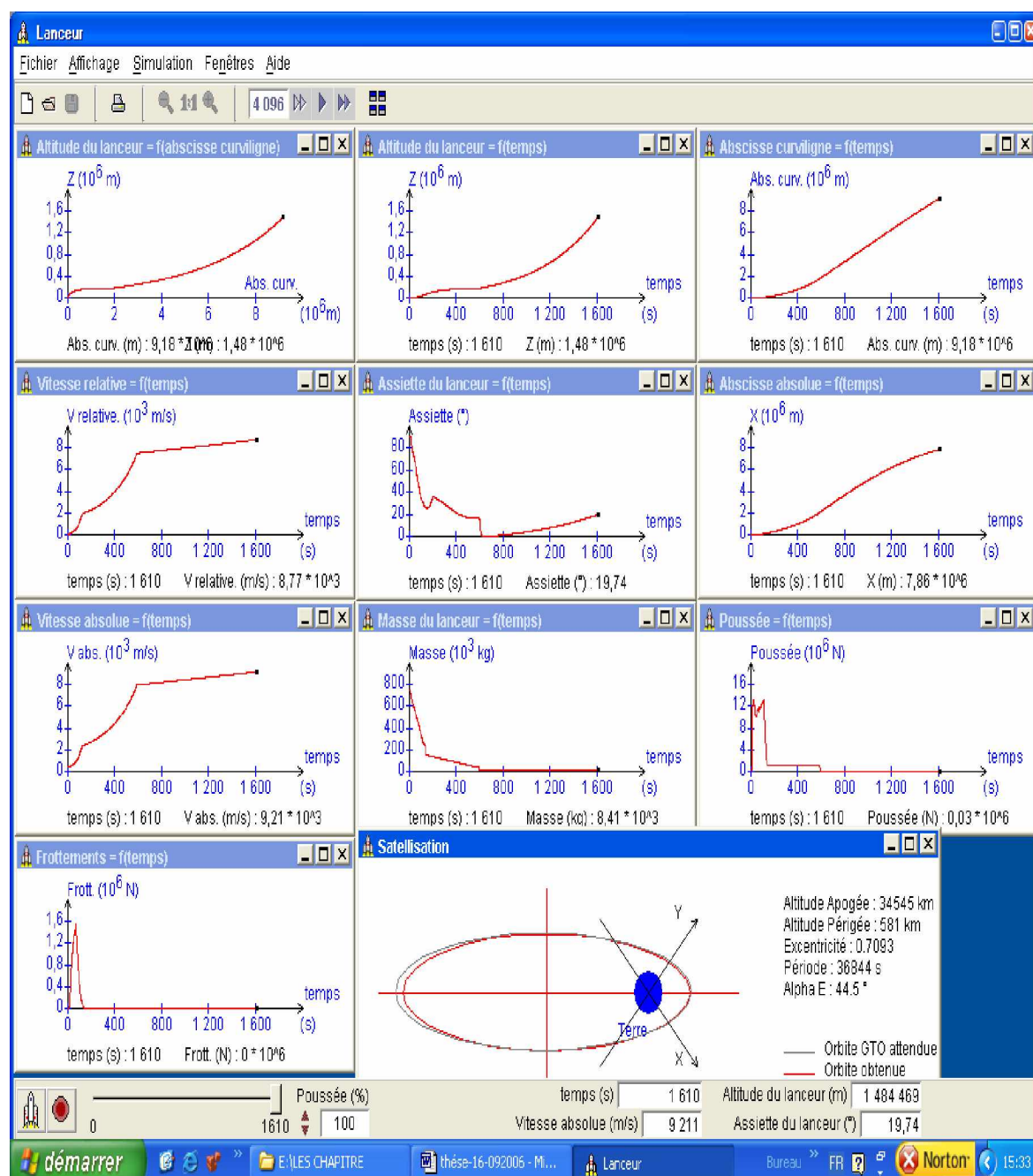
Dans la nuit du 19 au 20 décembre 2000, Arianespace Vol 138 a mis sur orbite deux satellites de télécommunications, ASTRA 2D pour la Société Européenne des Satellites et GE-8/Aurora III pour l'opérateur américain GE Americom. Grâce au plateau ASAP 5, Ariane 5 a également permis le déploiement dans l'espace du réflecteur expérimental LDREX pour l'Agence spatiale japonaise.

- q Date de lancement : 20 décembre 2000
- q Lanceur : Ariane 508
- q Type de lanceur : Ariane 5G
- q Taille de la coiffe : Coiffe courte (12,7m)
- q Structures de lancement multiple utilisées : Sylta 5 et ASAP
- q Site de lancement : Ensemble de Lancement Ariane n°3 (ELA-3), Centre Spatial Guyanais, Kourou, Guyane Française
- q Succès

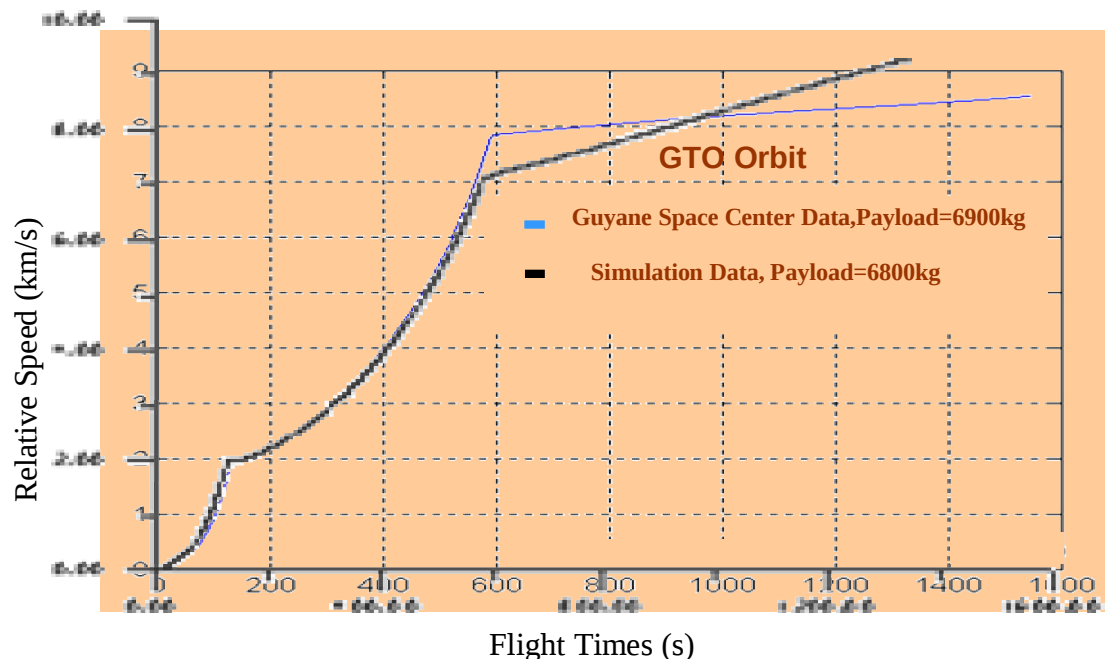
Lanceur V138	Ariane 5 8ème ARIANE 5 depuis la mise en service du lanceur	
Ensemble de Lancement N°3	Centre Spatial Guyanais, Port Spatial de l’Europe, Kourou, Guyane française	
Paramètres d’orbite (calculés à l’injection du troisième étage) :		
Périgée	200 km	pour 200 (± 3) km visés
Apogée	35,883 km	pour 35 896 (± 260) km visés
Inclinaison	1,99 degrés	pour 1,99° (± 0,07)° visés

Après avoir été placés sur une orbite GTO par le lanceur Ariane 5, les satellites ont rejoint l'orbite géostationnaire par leurs propres moyens.

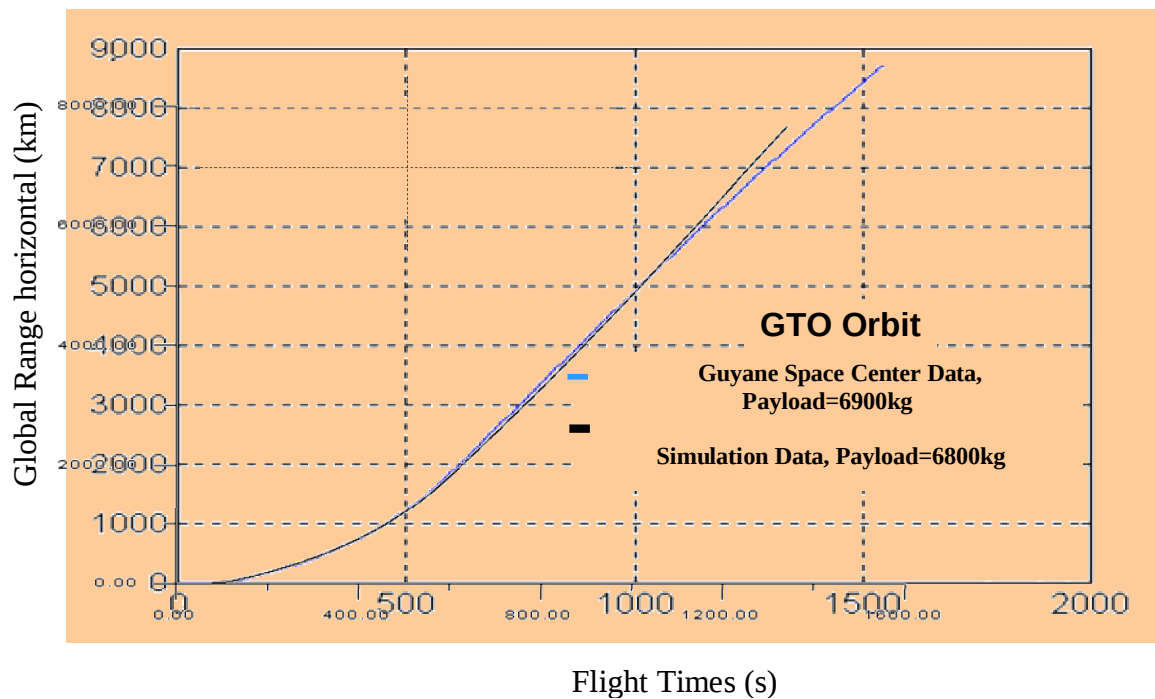
Logiciel de la simulation du vol de Ariane 5 « Solstice »



Comparaison entre quelques courbes de Manuel d'Ariane 5 et notre résultats



La variation de la vitesse relative du lanceur en fonction du temps



La variation de la portée du lanceur en fonction du temps

REFERENCES

1. Christophe Bonnal, « Quitter la Terre... » CNES – Direction des Lanceurs, le 15 mars 2006.
2. Robert Guiziou, « Cours de DESS 'techniques de l'air et de l'espace ,Généralités lanceur, Equations de Montée - Performances lanceur, Missions spatiales et orbites d'applications, Mouvements Képlériens », Toulouse - Octobre 2004.
3. Eduardo Perez - Senior Vice President Engineering, « Ariane5 User's Manual », -Issue 4- Revision 0-November 2004-Issued and approved by Arian space.
4. Dardare. J, Meriguet. J, Vailhe. L, « Réacteurs - Fusées », Tome 1, Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace, département- propulsion, 1981.
5. Pierre Beckers, Professeur ordinaire, Pierre Vueghs « Balistique extérieure et dynamique des fusées », Notes de cours 2005–2006 préparées, Université de Liège Février 2006.
6. Stéphane Groult, Nicolas Meyers, « La propulsion spatiale », Conférence Espace ONERA Châtillon 14 octobre 2003, Département d'Énergétique Fondamentale et Appliquée.
7. « Techniques et Technologies des véhicules spatiaux », (Cours de technologie spatiale), C.N.E.S., Cépaduces-Editions
8. Sébastien Morand, Fabien Vicard, « Etude de lanceur Ariane 5 », CNES-2004.
9. Moreau. C, Payem. J – P, « Thermodynamique chimique, cours, exercices et problèmes corrigés »,
10. Pommaret. R, « L'aérodynamique du vol de l'avion », Dunod.Paris.
11. Cyril Meynier, « Application de l'espace », –Novembre 2003.
12. « Le mouvement du satellite », conférence et exercices de mécanique spatiale, Toulouse 83- CNES (techniques spatiales) Cepaduces- Editions.
13. Zarrouati. O, « Trajectoires spatiales », Cépaduces-Editions-1987.
14. Vincent Pierre Avons Nicolas de Champvallins « Modélisation et simulation en 3D d'un vol avec rendez-vous spatial », Université Pierre et Marie Curie, Laboratoire de Modélisation en Mécanique 2002-2003

15. Bertrand. R, « Optimisation de trajectoires interplanétaires sous hypothèses de faible poussée», thèse de doctorat, université –Paul sabatier. Toulouse III, 2001.