

# Rapport Projet Lanceur 2013

Mission 2T SSO 1200/1200

Tristan Nicholls

Sylvain Pluchart



## Table des matières

<b>Introduction .....</b>	<b>3</b>
<b>Conception .....</b>	<b>4</b>
Etagement.....	4
Dimensionnement moteurs .....	6
Architecture .....	10
Bilan masse .....	18
<b>Efforts généraux et Aérodynamique .....</b>	<b>19</b>
Efforts Généraux .....	19
Aerodynamique.....	22
<b>Intégration et optimisation de trajectoire .....</b>	<b>25</b>
Mission.....	25
Lanceur.....	25
Séquençage du vol .....	26
Analyse du vol .....	29
Réserve de performance.....	38
<b>Pour aller plus loin.. .....</b>	<b>39</b>
<b>Bibliographie .....</b>	<b>40</b>

# Introduction

## Préambule

Ce rapport synthétise l'architecture et les performances simulées du lanceur que nous proposons en réponse à l'objectif suivant :

**Placer une charge utile de 2 tonnes sur une orbite héliosynchrone  
1200/1200 km, d'inclinaison 100,4°.**

L'orbite finale sera atteinte en deux étapes. Le lanceur se placera premièrement sur une orbite 200/1200 km, un tir d'apogée permettra ensuite de circulariser l'orbite.

## Objectifs

Au delà des travaux de conception, le projet a pour but de mettre en application des méthodes d'avant-projet, ce qui implique :

- de faire des compromis, de privilégier l'optimum global au détriment des optimums locaux
- de faire communiquer les disciplines, à établir des ordres de grandeurs et les impact d'une discipline sur les résultats donnés par une autre.
- d'acquérir une culture générale sur les technologies et les lanceurs existants, et de cerner les enjeux de l'industrie spatiale (sécurité, sûreté, économiques, souveraineté technologique).

## Panorama des lanceurs concurrents

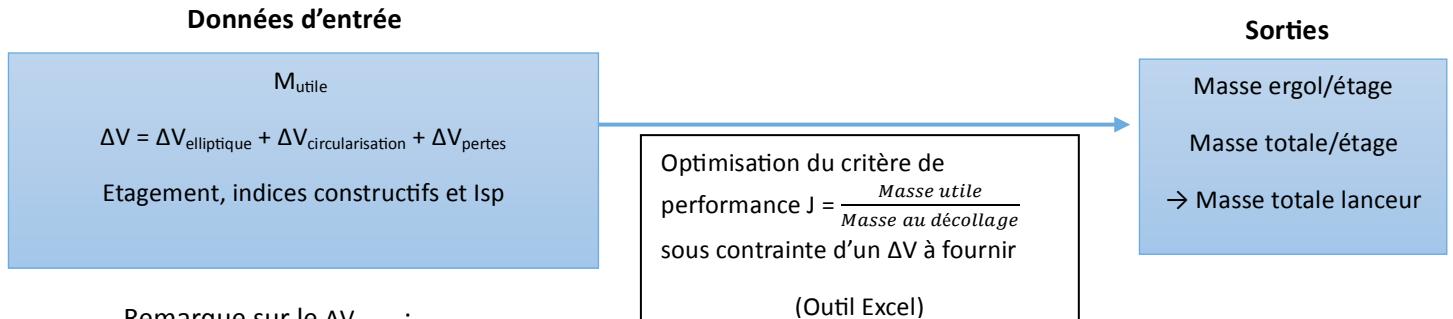
Pour ce type de mission la société Arianespace est désormais en mesure de proposer le lanceur Soyuz depuis le port spatial guyanais. Le 1er Décembre dernier, Soyuz a placé Pléiade 1B (satellite d'observation) sur une orbite heliosynchrone à 695km d'altitude. Chez les fabricants américain, United Launch Alliance propose la série de Delta700 (derniers lanceur de la génération Delta2), qui est la plateforme privilégiée pour les missions scientifiques de la NASA.

Parmi les industries spatiales émergentes, la Chine développe la série des "Longue Marche" qui couvre l'ensemble des besoins en charge utile et en orbite. Le "Longue Marche 2" nous intéressera particulièrement car il est destiné à réaliser notre type de mission. Côté indien, le lanceur PSLV (Polar Solar Launch Vehicule) s'est par exemple chargé du lancement de SPOT6 (satellite d'observation français) en Septembre 2012, sur une orbite à 832km d'altitude.

# Conception

## Etagement

### Principe



Remarque sur le  $\Delta V_{pertes}$  :

L'étagement final sera choisi en fixant les pertes à 3km/s. Cette valeur était initialement estimée à 1,75km/s, le calcul des pertes avec le programme de simulation de trajectoire nous a amené à réajuster la valeur.

### Nombre d'étage

Les configurations à deux étages ne sont pas retenues car :

- Le lanceur est « disproportionné », le premier étage est très volumineux par rapport au second, ce qui implique d'emmener une masse sèche importante pendant une grande partie du vol.
- L'augmentation de l'indice de performance est importante lors du passage de deux à trois étage (au prix d'une plus grande complexité mais cela reste tout à fait classique). En conséquence les configurations tri-étages auront une masse totale bien moins importante que les bi-étages.
- La mise sur orbite de la charge utile se fait en deux étapes : on atteint premièrement une orbite 200/1200, avant de circulariser l'orbite et atteindre la 1200/1200. Il nous paraît judicieux d'avoir un troisième étage, ré allumable, qui soit un petit « module » responsable de la circularisation de l'orbite.

Au-delà de trois étages, le gain nous a paru trop faible au regard de la complexité (coût, fiabilité, phases transitoires).

### Comparaison et choix de l'étagement

Nous avons évalué les technologies et les étagements sur les critères suivants :

- Coût (relatif aux autres technologies) et maturité technologique (maîtrise de la technologie par les industriels existants, ancienneté, fiabilité démontrée)
- Facilité de mise en œuvre des ergols (transport et remplissage, toxicité, durée de conservation)
- Masse totale
- « Proportions » du lanceur

Les étagements évalués respectent les deux critères suivants : dernier étage ré allumable (pas d'étage solide) et pas plus de deux technologies différentes pour un lanceur.

Etagement	Masse totale (T)	Coût et maturité techno	Mise en œuvre ergols	Proportion (T)
LLL	275	Ergols très répandus dans l'industrie (Aestus, Avum)	Stockage à température ambiante mais toxicité	238 – 30 – 4
PLL	371	Industriels européens performants dans le domaine de la propulsion solide (EAP ARIANE, Vega)	Les propulseurs à poudre sont faciles à stocker mais le remplissage doit se faire dans une zone dédiée (réglementation pyro)	291 – 69 - 8
PPL	468	<i>idem</i>	<i>idem</i>	382 – 70 - 14
PPH	271	Coût important de la technologie cryo mais maîtrisée (HM-7, Vinci)	20,28°K pour le LH2, 90°K pour le LOX	199 – 59 -11
KKK	204	Pas mise en œuvre par l'industrie européenne mais largement utilisé par ailleurs (RD170, Merlin)	Stockage à température ambiante pour le RP1, 90°K pour le LOX	168 – 28 - 6

Remarque sur l'emploi du couple LOX/LH2 :

- Toutes les configurations comprenant un étage cryo donnent de bons résultats en termes de masse totale, grâce à l'excellente Isp de ce type de moteur. Néanmoins, le type de mission dont se chargera notre lanceur ne justifie pas selon nous l'emploi d'une technologie chère et difficile à maîtriser.

### Choix de la config KKK

AVANTAGES	INCONVENIENTS
Bonne Isp permettant de réduire la masse totale par rapport à l'emploi d'ergols stockables	Technologie non mise en œuvre actuellement par les industriels européens
Coût inférieur et une mise en œuvre du RP1 plus simple que le LH2	Difficultés de mise en œuvre de l'oxygène liquide
Toxicité du RP1 moins problématiques que pour le couple MMH/N2O4 par exemple	
Une seule technologie embarquée sur l'ensemble du lanceur	
Utilisations nombreuses de ce type de lanceurs dans l'histoire (Angara, Soyuz, Falcon, Saturne, Atlas) et fiabilité démontrée	

Afin de permettre la vérification de notre étagement, voici les données d'entrée utilisées :

$$M_{\text{utile}} = 2000 \text{ kg} ; i = 100,4^\circ ; Az_0 = -10,44^\circ \text{ (Port spatial Guyanais)}$$

$$\Delta V_{\text{elliptique}} = 8138 \text{ m/s} ; \Delta V_{\text{circularisation}} = 261 \text{ m/s} ; \Delta V_{\text{pertes}} = 3000 \text{ m/s} ; \Delta V_{\text{total}} = 11399 \text{ m/s}$$

$$k = 22,88/\text{Me}^{0,166} \text{ (} M_{\text{étage}} > 100\text{T} \text{)} ; k = 31,75/\text{Me}^{0,2509} \text{ (} M_{\text{étage}} > 10\text{T} \text{)} ; k = 25,04/\text{Me}^{0,2} \text{ (} M_{\text{étage}} < 10\text{T} \text{)}$$

$$Isp_{1\text{er étage}} = 0,95 * (0,3 * Is_{\text{sol}} + 0,7 * Is_{\text{vide}}) = 0,95 * (0,3 * 286 + 0,7 * 360) = 320,9 \text{ s}$$

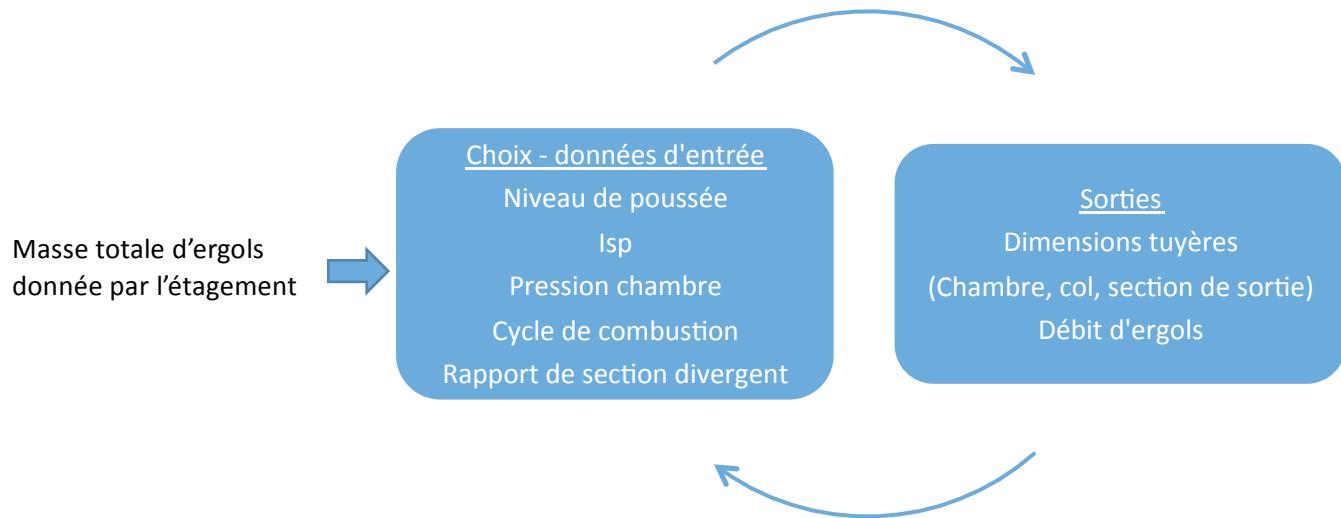
$$Isp_{\text{étage supérieur}} = 0,95 * Is_{\text{vide}} = 0,95 * 374 = 355,3 \text{ s}$$

Séparation de la coiffe au niveau de deuxième étage (ajout de 2% à l'indice du 2<sup>e</sup> étage)

Ajout de 2% à l'indice de tous les étages pour prendre en compte les ergols imbrûlés

## Dimensionnement moteurs

A partir de l'étagement choisi nous avons dimensionné les moteurs en suivant la méthode suivante :



### Remarques sur le choix des moteurs

Pour le choix de la motorisation du 1<sup>er</sup> étage nous avons itéré sur la pression chambre.

Une pression trop faible (50 ou 100 atm) ne permettait pas au lanceur de remplir sa mission, car la section de sortie des divergents obtenus est alors importante et pénalise fortement le vol en atmosphère. Après une recherche bibliographique, nous avons sélectionné un moteur de type RD180, utilisé sur les lanceurs russes « Angara » ainsi que les lanceurs « Atlas » de l'américain Lockheed Martin. C'est un moteur très performant grâce à son cycle de combustion étagée (la pression chambre atteint 250 atm).

La tuyère une fois dimensionnée ne permettait pas de passer le débit d'ergol calculé. En effet une fois que la tuyère est amorcée (c'est-ç-dire quand le gaz a atteint une vitesse sonique au niveau du col), le débit est alors maximum dans la tuyère. Pour corriger cela nous avons choisi d'avoir deux chambres de combustion et autant de tuyères.

Le choix d'avoir plusieurs chambres présentent également des avantages parmi lesquels : des actionneurs plus légers, une marge plus importante vis-à-vis des instabilités de combustion et un moteur globalement plus compacte.

Pour les étages supérieurs, une pression chambre faibles (50 atm) satisfait aux performances demandées, et permet de choisir des moteurs aux technologies plus simples et éprouvées (moteurs type Merlin ou Kestrel de chez SpaceX par exemple).

Nous avons noté dans chacun des cas que les méthodes de dimensionnement proposées pour cet avant-projet nous permettent de retrouver des valeurs très proches des moteurs actuellement en service (voir annexes, documentation du moteur RD180).

L'ensemble des caractéristiques des moteurs choisis sont synthétisés dans le tableau suivant :

Caractéristique	Notation	Unité	K148	K23	K5
<b>Performances propulsives</b>					
Masse lanceur à l'allumage de l'étage	$M_{\text{tot}}$	kg	204300	36087	8132
Accélération au décollage	a	$\text{m/s}^2$	14	10	5
Constante	$g_0$	$\text{m/s}^2$	9,807	9,807	9,807
Débit propulsif	q	kg/s	928,8	104,8	11,5
Impulsion spécifique Vide	$I_{\text{sp}}v$	s	339,5	351,1	359,8
Pression atmosphérique	Pa	Pa	101324	≈0	0
Section de sortie tuyère	$A_s$	$\text{m}^2$	2,2892	2,9001	0,60
Diamètre sortie de tuyère	$D_s$	m	1,71	1,92	0,88
Poussée étage	F	N	2860200	360870	40660
<b>Caractéristiques de la combustion</b>					
Pression chambre	$P_{\text{ch}}$	Pa	25000000	5000000	5000000
Cycle choisi	-	-	SC	GG	GG
Rendement	$\eta$	-	0,95	0,93	0,93
Vitesse caractéristique	$c^*$	m/s	1815	1783	1797
Rendement de $c^*$	$\eta_{c^*}$	-	0,97	0,97	0,97
<b>Dimensionnement tuyères</b>					
Section de col de la tuyère	$A_c$	$\text{m}^2$	0,0654	0,0363	0,0040
Diamètre col	$D_c$	m	0,29	0,21	0,07
Section de la chambre de combustion	$A_{\text{ch}}$	$\text{m}^2$	0,1513	0,0914	0,0149
Diamètre chambre	$D_{\text{ch}}$	m	0,44	0,34	0,14
Longueur caractéristique de la chambre	$L^*$	m	1,15	1,15	1,15
Longueur chambre de combustion	$L_{\text{ch}}$	m	0,50	0,46	0,31
Angle divergent	$\Theta$	°	22	30	30
Rapport de section	$\Sigma$	-	35	80	150

## Principes de fonctionnement

### 1<sup>er</sup> étage

Le cycle à combustion étagée utilise une préchambre pour générer des gaz à haute température, qui sont ensuite injectés et rebrûlés avec des ergols. De ce fait les pressions chambre peuvent être très élevées, plus qu'avec des cycles de type Générateur de Gaz ou Expander, où la pression chambre se retrouve limitée par la puissance des turbines utilisées. Ce type de cycle techniquement difficile à maîtriser permet d'obtenir les plus fortes Isp.

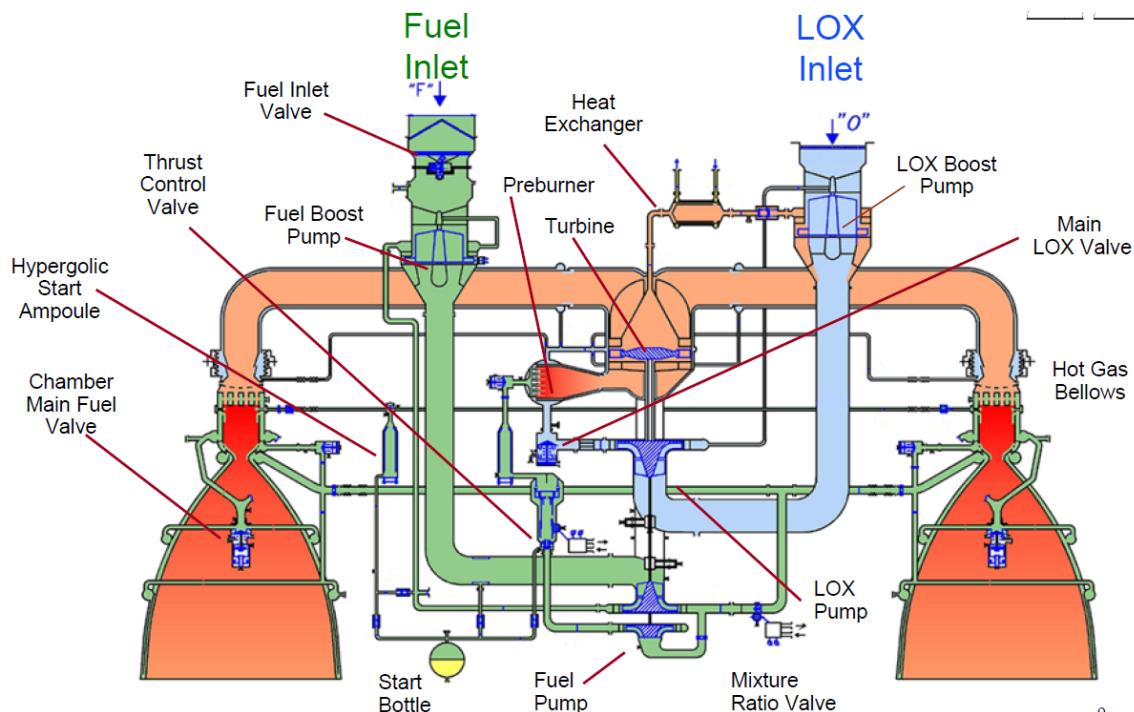


Schéma de principe – Source : Joint Propulsion Conference Indianapolis, Juillet 2002

Des turbopompes (une pour le carburant, une pour l'oxygène liquide) contrôlent l'injection des ergols dans la préchambre. On estime que le prélèvement sera d'environ 250kg/s de RP1 et de 680kg/s de LOX.

Les tuyères sont orientables (+/- 8°). Les différents systèmes hydrauliques (Valves, Thrust Vector Control) seront actionnés grâce à un prélèvement de carburant.

Le refroidissement du moteur sera assuré par la circulation de kérosène dans les parois de la chambre et de la tuyère.

### 2<sup>e</sup> étage

Pour cet étage nous faisons le choix d'une architecture robuste aux technologies éprouvées. Le cycle sera à générateur de gaz : un petit propulseur générera des gaz chauds pour entraîner une turbopompe, responsable de la mise sous pression du RP1 et du LOX. Les systèmes de contrôles du moteur (notamment le contrôle d'orientation de la tuyère) seront, comme pour le premier étage, actionné par un prélèvement de carburant. L'objectif est de mettre en œuvre un nombre restreint d'élément et d'atteindre un rapport fiabilité/coût compétitif.

Le refroidissement du moteur est comme pour le premier étage assuré par une circulation du kérosène dans les parois de la chambre de combustion et de la tuyère.

### 3<sup>e</sup> étage

Comme pour le 2<sup>e</sup> étage, la mise en fonctionnement de la turbopompe sera assurée par un générateur de gaz. Toujours dans un souci de simplification de l'architecture, le refroidissement de la chambre de combustion sera assuré par un revêtement ablatif. La tuyère fabriquée dans un alliage de niobium peut refroidie de manière radiative.

L'orientation de la poussée sera assurée par des actionneurs électromécaniques agissant sur l'orientation du moteur.

### Bilan

Le tableau suivant synthétise les descriptifs des différents moteurs :

Caractéristiques	Unité	K148	K23	K5
Ergols	-	LOX/RP-1	LOX/RP-1	LOX/RP-1
Cycle	-	Combustion étagée	Générateur de gaz	Générateur de gaz
Nbr de chambres	-	2	1	1
Poussée	kN	2860	361	41
Pression chambre	MPa	25	5	5
Isp <sub>vide</sub>	s	339,5	351,1	359,8
Rapport poussée/poids	-	48	32*	11
Poids à sec	kg	6015	1141*	381
Orientation de la poussée	-	Actionneurs alimentés par prélèvement d'ergols	Actionneurs alimentés par prélèvement d'ergols	Actionneurs électromécaniques
Refroidissement	-	Circulation de kérosène dans les parois chambres et tuyères	Circulation de kérosène dans les parois chambres et tuyères	Revêtement ablatif pour la chambre et le col, tuyère refroidie par rayonnement

\* La masse déterminée par la méthode d'avant-projet (1141kg) est élevée en comparaison des moteurs de même type à l'état de l'art, qui peuvent atteindre des masses de 520kg environ (exemple du moteur Merlin dans sa version 1C).

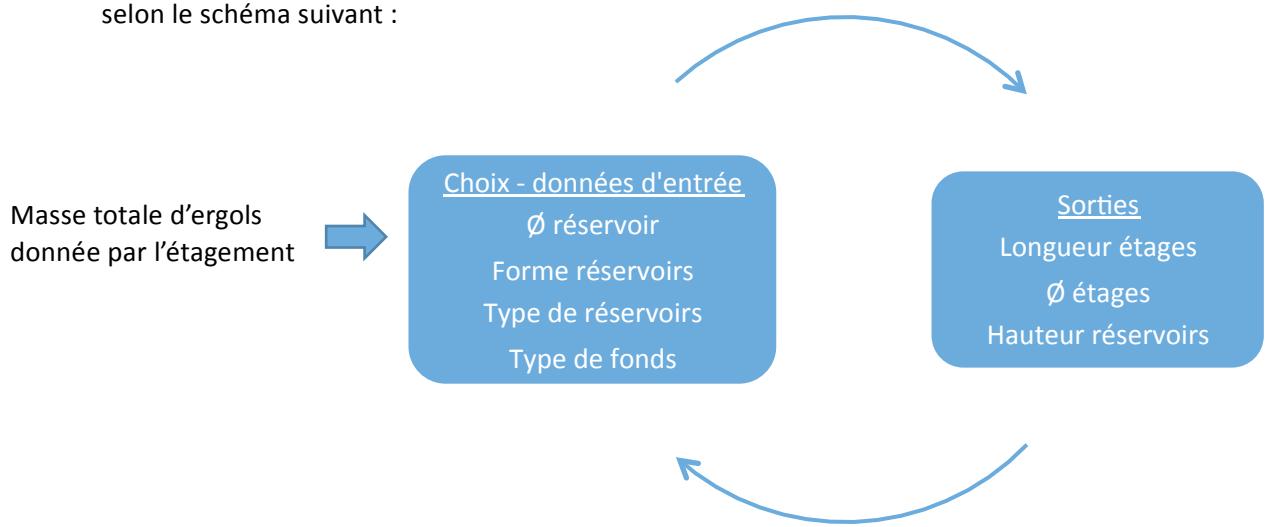
## Architecture

### Choix des réservoirs

A partir de l'étagement nous allons dimensionner les réservoirs et l'enveloppe générale du lanceur. L'objectif est de faire un choix sur les éléments suivants :

- La forme des réservoirs (cylindrique, sphérique, toriques ou autres)
- Le type de réservoir (structural ou non)
- Le type de fonds (sphériques, elliptiques, séparés ou commun aux deux réservoirs)

On en déduit chaque fois le diamètre et la longueur de chacun des étages. On procède par itération selon le schéma suivant :



L'initialisation se fait avec des réservoirs séparés, structuraux et des fonds cylindriques. On prendra dans un premier temps un diamètre de 3m pour l'ensemble des étages (diamètre estimé d'après la masse totale du lanceur).

#### Remarque sur le 3<sup>e</sup> étage

La faible quantité d'ergol à embarquer (5 tonnes) ne permet pas d'avoir deux réservoirs structuraux sans diminuer fortement le diamètre à ce niveau. Deux options ont été envisagées :

- Créer un étage avec des réservoirs suspendus à une structure qui reprendra les efforts
- Créer une géométrie de réservoir particulière à l'étage (type ESC Ariane)

C'est la deuxième option qui a été choisie, l'architecture obtenue ainsi sera plus légère et l'estimation des efforts généraux facilitée.

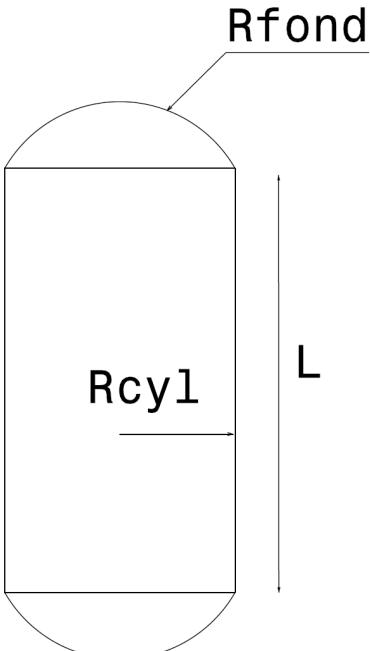
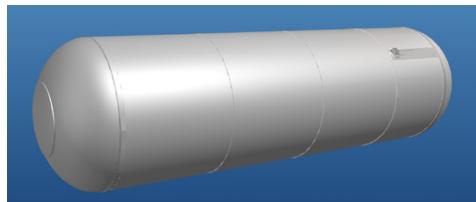
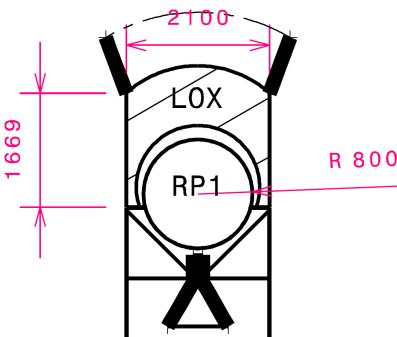
#### Remarque sur les fonds

Pour l'ensemble des étages, nous avons choisi des fonds séparés. Les deux ergols sont stockés à des températures différentes (température ambiante pour le RP1, 90°K pour le LOX), des fonds séparés permettront d'éviter les difficultés d'étanchéité et d'isolation thermique.



Image d'illustration –  
étage ESC lanceur ARIANE

L'ensemble des résultats est synthétisé dans le tableau suivant :

Etage	Ergol	Forme	Fonds	Vues	Dimensions	Structural
1	LOX	Cylindrique	Sphériques		$R_{cylindre} = 1,7 \text{ m}$ $L = 10,2 \text{ m}$ $R_{fond} = 1,96 \text{ m}$ $V = 102,4 \text{ m}^3$	oui
	RP1	Cylindrique	Sphériques		$R_{cylindre} = 1,7 \text{ m}$ $L = 4,8 \text{ m}$ $R_{fond} = 1,96 \text{ m}$ $V = 53,43 \text{ m}^3$	oui
2	LOX	Cylindrique	Sphériques	 Image d'illustration – réservoir LH2 de la navette spatiale américaine	$R_{cylindre} = 1,05 \text{ m}$ $L = 3,9 \text{ m}$ $R_{fond} = 1,21 \text{ m}$ $V = 15,77 \text{ m}^3$	oui
	RP1	Cylindrique	Sphériques		$R_{cylindre} = 1,05 \text{ m}$ $L = 1,7 \text{ m}$ $R_{fond} = 1,21 \text{ m}$ $V = 8,23 \text{ m}^3$	oui
3	LOX	Spécifique	Elliptique (dessus)		$V = 4,2 \text{ m}^3$	oui
	RP1	Sphérique	-		$V = 2,14 \text{ m}^3$	non (réservoir suspendu)

## Pressurisation réservoirs

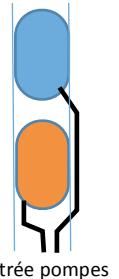
Les réservoirs doivent être pressurisés pendant le vol afin d'éviter les déformations et les effets de cavitation (défaut d'alimentation des pompes en carburant entraînant leur destruction).

Pour la pressurisation des réservoirs de LOX, nous avons le choix entre l'auto-pressurisation ou l'utilisation d'un gaz neutre. Pour des raisons de simplicité et de performance nous utiliserons la solution d'un gaz neutre. Le plus couramment utilisé et compatible d'une utilisation avec le LOX et le RP-1 est l'Hélium, nous dimensionnerons nos systèmes de pressurisation avec ce gaz.

Le cheminement des lignes sera évalué d'après l'architecture type suivante :

Pour chacun des coudes, le coefficient de perte de charge sera pris égal à 0,07, qui correspond à des angles d'environ 35° et un r/d égal à 1,5.

Le détail des données permettant le calcul est présenté en page suivante. Le tableau ci-dessous présente une synthèse du calcul des réservoirs d'hélium.



Entrée pompes

	Unité	RP1 Etage 1	LOX Etage 1	RP1 Etage 2	LOX Etage 2	RP1 Etage 3	LOX Etage 3
<b>Gaz de pressu</b>	-	Hélium					
<b>Masse</b>	kg	20,9	142,6	4,1	18,9	0,7	4,1
<b>Température de stockage</b>	K	298	7	298	298	298	298
<b>Stockage</b>	-	Sphère Gaz	Sphère Liquide	Sphère Gaz	Sphère Gaz	Sphère Gaz	Sphère Gaz
<b>Pression de stockage</b>	bars	400	19	200	200	200	
<b>Volume à stocker</b>	m <sup>3</sup>	0,32	1,09	0,13	0,6	0,15	
<b>Diamètre réservoir</b>	m	0,84	1,28	0,63	1,05	0,66	
<b>Masse réservoir</b>	kg	11,5	23,7	2,8	14,4	9,1	

### Cas du réservoir d'oxygène du premier étage

La quantité d'Hélium nécessaire pour la pressurisation du réservoir est importante (142,6 kg). Nous choisissons de stocker cet Hélium à l'état liquide, à une température de 7K, sous une pression de 19 bars environ.

Pour les autres réservoirs l'Hélium sera stocké sous forme gazeuse, à haute pression, dans des réservoirs sphériques. Les différentes sphères seront installées sous le réservoir inférieur de chacun des étages.

Sur la ligne d'alimentation en oxygène, un dispositif correcteur de l'effet POGO est prévu pour éviter que les oscillations d'alimentation du moteur ne provoquent des oscillations mécaniques longitudinales dans le lanceur (sans cela les deux phénomène peuvent se coupler et entraîner la perte de la mission).

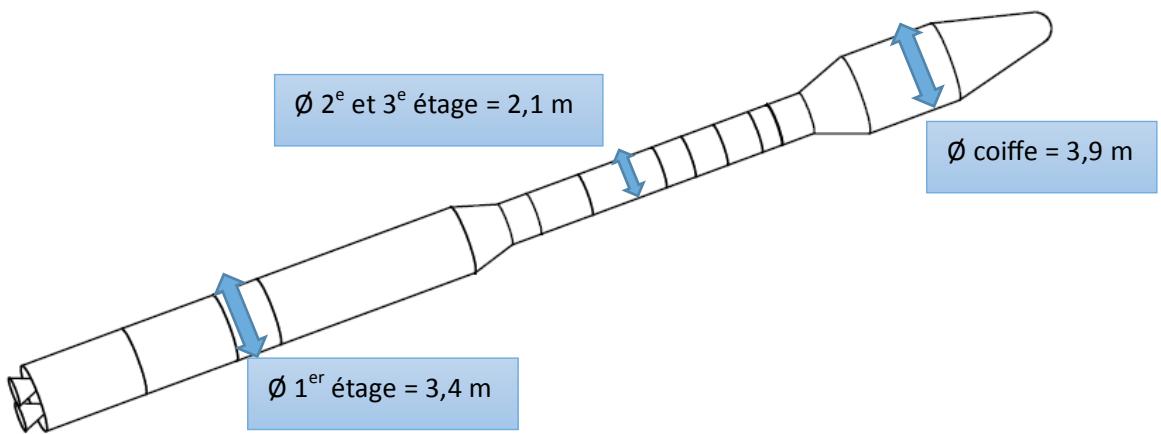
La masse des réservoirs a été basée sur un réservoir acier pour la pressurisation du LOX étage1, sur l'utilisation de matériaux composites (carbone) pour les autres.

Caractéristiques		Unité	RP1 Etage 1	LOX Etage 1	RP1 Etage 2	LOX Etage 2	RP1 Etage 3	LOX Etage 3
<b>Masse d'ergol donnée par l'étagement</b>	M	kg	148049		22796		4882	
<b>Rapport de mélange</b>	Rm	-	2,7					
<b>Masse corrigée (réserve de performance de 3%)</b>	M <sub>corr</sub>	kg	152490		23380		5028	
<b>Volume total d'ergols</b>								
<b>Masse totale</b>	M <sub>ox/red</sub>	kg	41214	111277	6346	17134	3669	1359
<b>Masse volumique</b>	ρ <sub>ox/red</sub>	kg/m <sup>3</sup>	810	1141	810	1141	1141	810
<b>Volume d'ergol chargé</b>	V <sub>ox/red</sub>	m <sup>3</sup>	50,88	97,53	7,83	15,02	3,22	1,68
<b>Volume mort (5%)</b>	V <sub>mort</sub>	m <sup>3</sup>	2,54	4,88	0,39	0,75	0,16	0,08
<b>Volume équipements</b>	V <sub>equip</sub>	m <sup>3</sup>	0	0	0	0	0	0
<b>Volume réservoir final</b>	V <sub>res</sub>	m <sup>3</sup>	53,43	102,40	8,23	15,77	3,38	1,76
<b>Contrainte de cavitation pompes</b>								
<b>Marge de non cavitation</b>	NPSP	Pa	250000	220000	250000	220000	250000	220000
<b>Accélération étage</b>	γ	-	14	14	10	10	5	5
<b>Hauteur ligne</b>	h	m	2	9	7,5	1,5	0,6	1
<b>Coefficient de pertes régulières</b>	λ	-	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
<b>Vitesse fluide</b>	v	m/s	12	12	12	12	12	12
<b>Longueur ligne</b>	L	m	3	11	10	2,5	1	1
<b>Diamètre ligne</b>	d	m	0,4	0,4	0,4	0,4	0,2	0,2
<b>Pertes régulières</b>	ΔP <sub>reg</sub>	Pa	43740	225918	145800	51345	29160	41076
<b>Coefficient de pertes singulières</b>	K*	-	0,14	0,28	0,28	0,14	0,14	0,14
<b>Pertes singulières</b>	ΔP <sub>sing</sub>	Pa	8165	23003	16329,6	11501	8165	11501,28
<b>Pertes de charges ligne</b>	ΔP	Pa	51905	248921	162130	62846	37325	52577,28
<b>Pression de vaporisation</b>	P <sub>vap</sub>	Pa	290	100000	290	100000	290	100000
<b>Pression réservoir</b>	P <sub>res</sub>	Pa	279515	425155*	351670	365731	285185	366872
<b>Contrainte de cavitation ligne</b>								
<b>Pression de vaporisation</b>	P <sub>vap</sub>	Pa	290	100000	290	100000	290	100000
<b>Coefficient de cavitation</b>	σ <sub>c</sub>	-	1	1	1	1	1	1
<b>Pression dynamique</b>	P <sub>dyn</sub>	Pa	58320	82152	58320	82152	58320	82152
<b>Pression réservoir</b>	P <sub>res</sub>	Pa	58610	182152	58610	182152	58610	182152
<b>Calcul de la masse de gaz de pressurisation nécessaire</b>								
<b>Constante des GP</b>	R	J/(mol.K)	8,3144621					
<b>Température initiale</b>	T <sub>i</sub>	K	380	380	380	380	380	380
<b>Température d'ébullition</b>	T <sub>eb</sub>	K	718	90	718	90	718	90
<b>Température gaz de pressu</b>	T <sub>g</sub>	K	549	235	549	235	549	235
<b>Pression fin de vol</b>	P <sub>f</sub>	Pa	279515	425155	351670	365731	285185	366872
<b>Volume fin de vol</b>	V <sub>f</sub>	m <sup>3</sup>	53,43	102,40	8,23	15,77	1,76	3,38
<b>Masse molaire gaz de pressu</b>	M <sub>gp</sub>	g/mol	4	4	4	4	4	4
<b>Masse gaz de pressu</b>	m <sub>gp</sub>	g	13086	89128	2535	11805	440	2536
<b>Masse de résiduel si gaz neutre (60%)</b>	m <sub>gpRes</sub>	g	7852	53477	1521	7083	264	1522
<b>Masse totale de gaz de pressu</b>	m <sub>gpTOT</sub>	g	20937	142604	4056	18889	704	4058

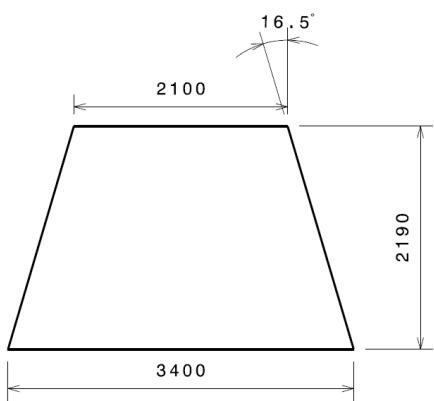
\* La valeur de pression à maintenir dans le réservoir d'oxygène du premier étage (4,25bars) nous semble élevée comparée au 3,5b environ maintenu dans le réservoir de l'EPC Ariane5 par exemple

## Définition des éléments intermédiaires structuraux

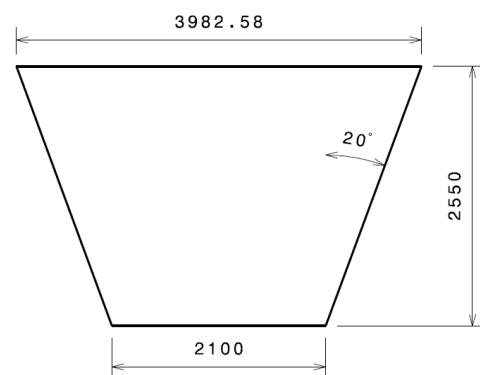
Les réservoirs dimensionnés donnent la forme générale du lanceur, qui présentera 3 diamètres différents et de fait deux éléments structuraux coniques :



Pour des contraintes de dimensionnement aux efforts, l'angle des éléments conique est limité à 20°.



Jupe conique inter-étage



Rétreint sous coiffe



Rétreint sous coiffe sur Titan IVB

### Remarque sur les changements de diamètres

Le rapport entre deux diamètres consécutifs excède ce qui est préconisé par le guide du projet (1,4). Dans le cas du cône de liaison étage 1- étage 2 le rapport vaut 1,6 et dans le cas du rétreint sous coiffe le rapport atteint 1,86. Nous conserverons néanmoins ces valeurs pour la suite du projet.

Dans les faits il existe des lanceurs présentant des changements de diamètre important (Titan IVB passage de 5,08m à 3,05m entre la coiffe et le corps du lanceur, où le lanceur Atlas qui possède une coiffe de 5,4m de diamètre et un étage sous coiffe de 3,05m de diamètre). On constate également pour ces deux lanceurs que l'angle du cône peut-être supérieur à 20°, c'est envisageable dans le cas où les charges vu par l'élément sont faibles (typiquement le cas d'un rétreint sous coiffe).

## Dimensionnement de la coiffe

La coiffe est dimensionnée pour le type de charges utiles cible de notre lanceur. Voici quelques exemples de satellites en service :

Satellite	Type mission - Exploitant	Poids total au lancement (kg)	Altitude (km)	Dimensions (m)
Helios 2B	Observation (militaire) - CNES	4200	677	6 x 3,6 x 3,4
SPOT 5	Observation - Spot image	3000	822	5,7 x 3,1 x 3,1
SPOT 6 et 7	Observation - Spot image	712	694	2,7 x 1,55 x 1,75
Pléiades	Observation - CNES	970	695	6,6 x Ø3,3 *
Meteop-B	Météorologie - EUMETSTAT	4085	850	6,3 x Ø3,3 *
Yaogan 8-type	« Observation » (Chine)	1040	1200	6 x Ø3,5 **

\* dimensions estimées d'après la coiffe utilisée pour le lancement sur un Soyuz

\*\* dimensions estimées d'après la coiffe utilisée pour le lancement sur un CZ-4

(Sources : arianespace.net, astrium.eads.net, weebau.com/satellite, spaceflight101.com)

Remarques sur le tableau :

- Même s'il est dédié à une mission d'observation en orbite SSO, Helios 2B représente une gamme de charge utile hors de portée pour notre lanceur (Helios 2B a d'ailleurs été confié à ARIANE 5), son encombrement ne sera pas pris en compte.
- SPOT5 (lancé en 2002) témoigne d'une ancienne génération et on verra avec SPOT 6 et 7 qu'à mission équivalente, l'encombrement et le poids ont été réduit par les constructeurs.

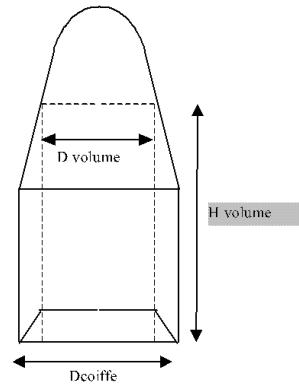
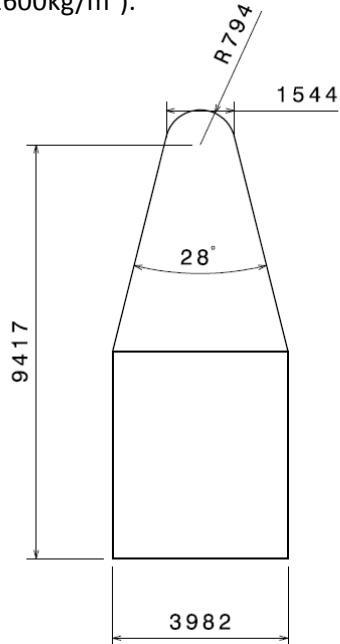


Illustration : ouverture coiffe lanceur Soyuz en configuration 2-1a – Définition du volume utile dans la coiffe

Nous estimons qu'avec un **Dvolume = 3,5m** et un **Hvolume = 7m** nous pourrons traiter la majorité des charges utiles. Le **Hvolume** est pris avec une marge et vaudra **2 x Dvolume**, afin de laisser un espace suffisant à l'adaptateur qui accueillera le satellite.

A partir de ces données nous avons choisi un **d/D = 0,38** et un  **$\epsilon = 14^\circ$**  qui permettent d'approcher les géométries rencontrées sur les lanceurs en service (exemple de la coiffe Soyuz dans sa version 2-1a, d'un diamètre de 4,1m et d'une hauteur totale de 11,5m, ou de la coiffe Ariane4 de 4m de diamètre pour une hauteur de 11m dans sa version longue).

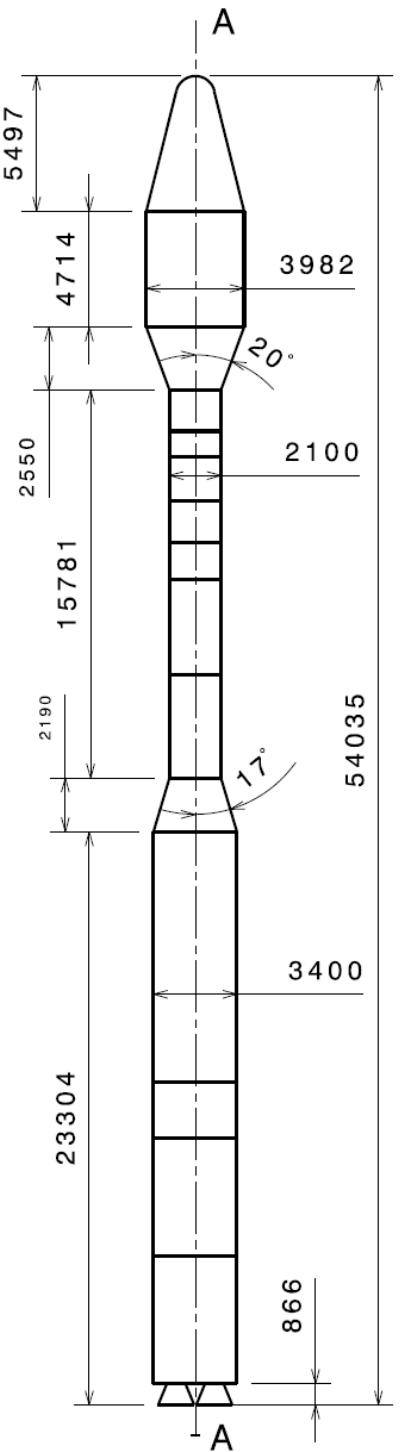
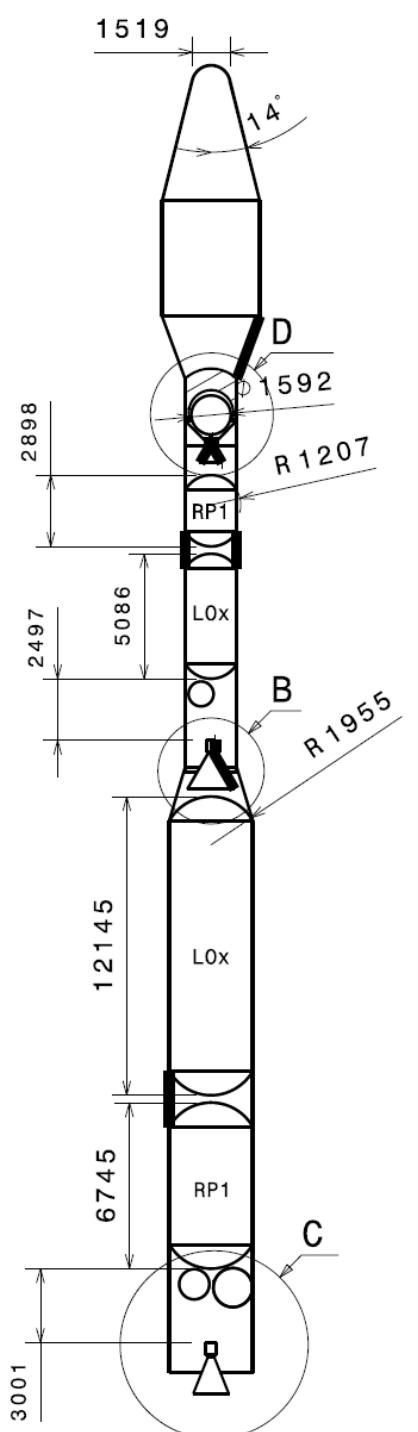
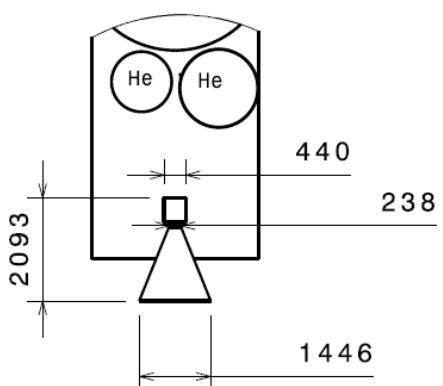
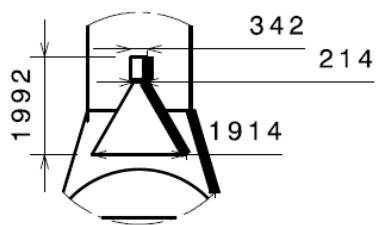
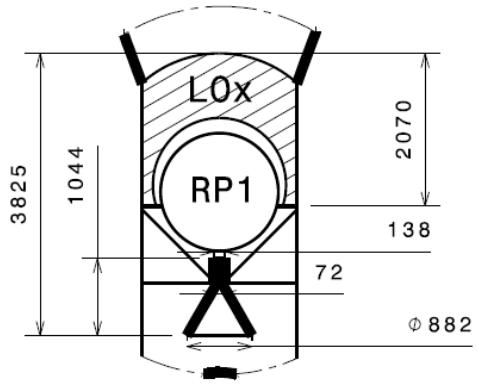
Pour le calcul de masse, l'approximation  $m_{coiffe} = 10 \times S_{mouillée}$  nous donne une masse totale de 1035kg.  
 Pour une coiffe de 25mm d'épaisseur, cette estimation correspond à un matériau d'une densité de 400kg/m<sup>3</sup>, cohérent avec l'emploi d'un sandwich nida aluminium ( $d = 160\text{kg/m}^3$ ) et carbone/époxy ( $d = 1600\text{kg/m}^3$ ).



Diamètre extérieur	3982 mm
Hauteur totale	11359 mm
$\epsilon$	14 °
d/D	0,38
Surface mouillée	104 m <sup>2</sup>
Matériau	Sandwich nida alu / carbone epoxy
Densité du matériau	400 kg/m <sup>3</sup>
Masse totale	1035 kg

### Bilan sur l'architecture du lanceur

L'ensemble des dimensions est regroupé sur la planche en page suivante.



## Bilan masse

A ce stade nous pouvons réaliser un bilan masse du lanceur à l'aide de lois estimatives pour chaque type d'équipement. Le tableau suivant donne une synthèse des résultats (en kg), le détail des coefficients utilisés est dans le fichier **DesignTable.xls**.

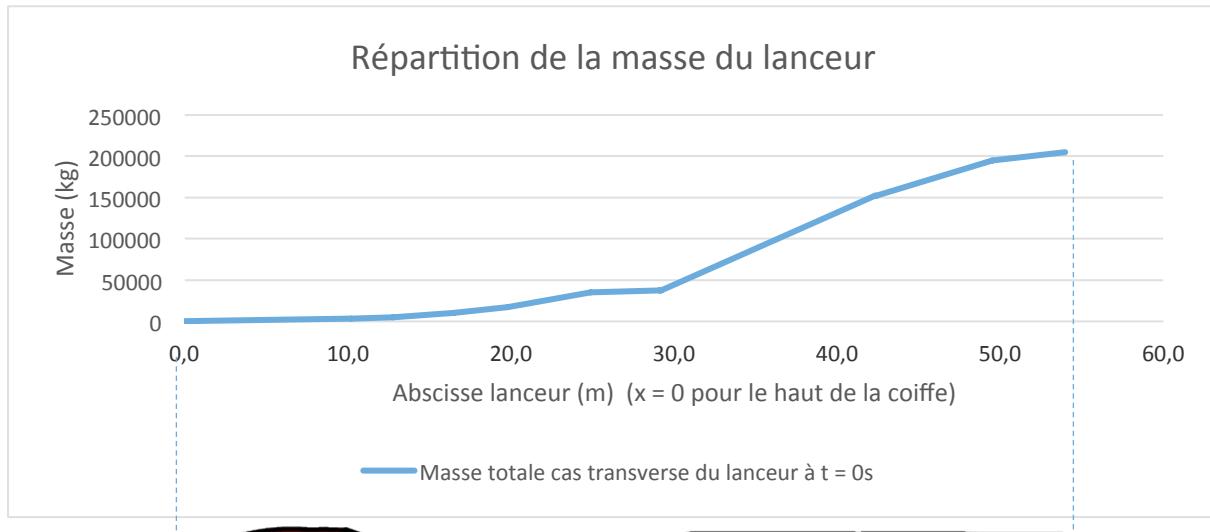
Sous-ensemble	Etage 3	Etage 2	Etage 1
Coiffe		1035	
Charge utile		2000	
Adaptateur Charge Utile		58	
Case équipement		441	
Jupe supérieure	579 (rétreint)	266	491 (conique)
Réervoir supérieur	75 (LOX)	183 (RP1)	2283 (LOX)
Jupe – inter-réservoir	-	187	482
Réervoir inférieur	39 (RP1)	352 (LOX)	1191 (RP1)
Ergols	5028	23480	152490
Ensemble de pressurisation/ d'alimentation (sphères, lignes, etc.)	40	351	920
Jupe inférieure	127	540	1034
Moteur	101	644	2651
Bâti moteur	23	202	2806
Avionique	186	186	186
Orientation de la poussée	72	109	429
<b>Total lanceur</b>	<b>205800</b>		

Nota important : Les valeurs obtenues par les méthodes d'avant-projet (hors ergols et charge utile) ont été multipliées par un **coeffcient 1,25**, afin de couvrir les imprécisions amenées par ce type d'estimation.

# Efforts généraux et Aérodynamique

## Efforts Généraux

L'objectif est d'estimer dès la phase d'avant-projet les efforts (normaux, transverses et moment fléchissant) que verra le lanceur. Un coefficient de marge sera appliqué ensuite pour pallier les phénomènes qui ne seraient pas pris en compte.



L'objectif est de définir des sections à des points « particuliers », c'est-à-dire à des points où l'estimation des efforts généraux permettra le dimensionnement d'un élément de structure, une liaison, etc.

Voici les sections réalisées sur notre lanceur :

Section	Abscisse (m)
Haut du lanceur	0,0
Bas de la coiffe	10,2
Bas du rétreint	12,8
Bas étage3	16,5
Bas RP1 étage2	19,5
Bas LOX étage2	24,6
Bâti moteur étage2	27,0
Bas étage2	29,1
Bas jupe conique	29,7
Haut LOX étage1	29,7
Mi-LOX étage 1	36,0
Bas LOX étage1	41,7
Haut RP1 étage1	42,0
Bas RP1 étage1	48,9
Bâti moteur étage1	51,0
Bas du lanceur	54,3

Nous aurions pu réaliser des sections plus nombreuses pour décrire précisément l'évolution des efforts dans le lanceur (et notamment pour l'étage 3 type ESC, qui ne sera pas détaillé). Par contrainte de temps nous avons choisi de mener le raisonnement à son terme avec ce nombre restreint de sections.

### Choix des points de vol

Nous allons visualiser les efforts à des points clés du vol, qui seront dimensionnant pour les structures :

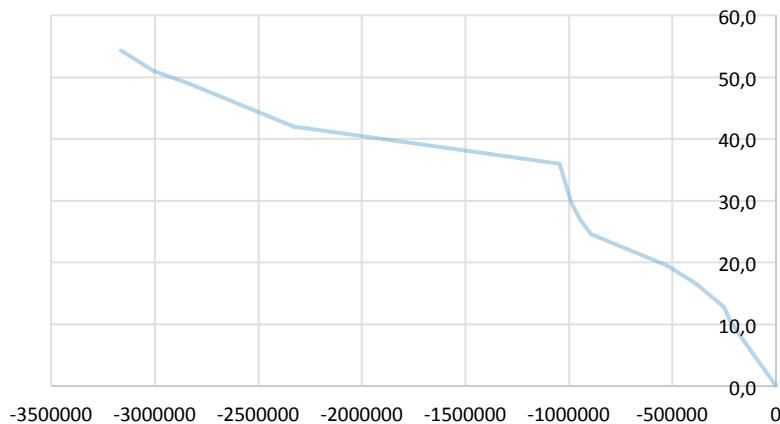
Caractéristique	Unité	$P_{dyn}$ max	Accélération max	Braquage 2 <sup>e</sup> étage
Temps de vol	s	62,4	153	153 + $\Delta t$
$P_{dyn}$	Pa	38134	173	173
Poussée	N	3167000	2760200	374900
Mach de vol	-	1,5	10	10
$S_{Ref}$	$m^2$		12	
Abscisse Foyer lanceur	m	10	2,45	5
Abscisse CdG lanceur	m	36	27,3	18,8
Abscisse centre de poussée	m	51	51	26,1
incidence vraie $\alpha$	°	3,6782	0,6581	22,82
braquage lanceur $\beta$	°	-1,951	≈0	-0,34

(Comme pour l'ensemble du projet, les abscisses sont prises depuis le nez de la coiffe)

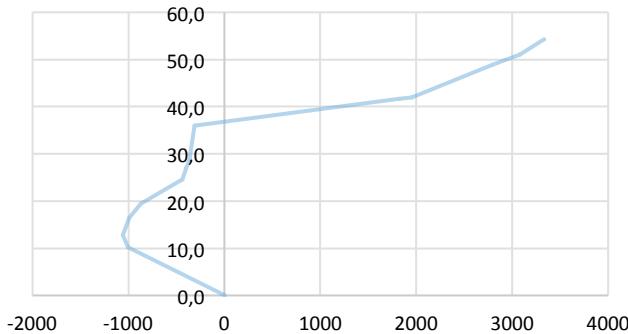
Sont présentés ici les évolutions des efforts transverses, longitudinaux et du moment fléchissant le long du lanceur. Pour le détail des coefficients aérodynamiques et des abscisses CdG et Foyer utilisées, se reporter au fichier excel **DesignTable.xls**.

### Point de vol : $P_{dyn}$ max

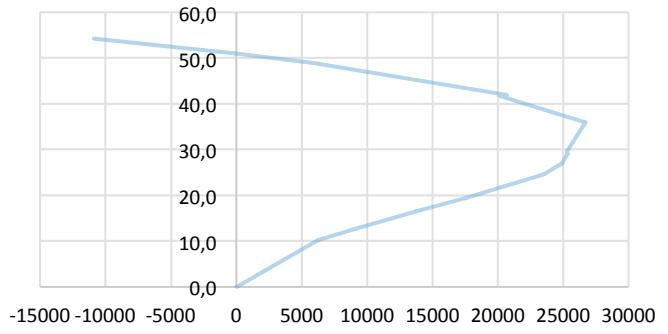
Evolution de l'effort normal le long du lanceur



**Evolution de l'effort tranchant le long du lanceur**



**Evolution du moment de flexion le long du lanceur**



On vérifie bien que :

- la compression au niveau du culot vaut bien  $-P \cos \beta = 3167000 \cos(-1,951^\circ) = -3165164 \text{ N}$
- l'effort tranchant passe de 0 au nez ( $x = 0$ ) et change de signe. De ce fait on observe bien un maximum du moment de flexion.

Les valeurs de l'effort tranchant et du moment de flexion ne sont pas correctes (il y a un à deux ordres de grandeur d'écart avec l'attendu). Nous supposons que cela découle d'une mauvaise estimation de l'abscisse du foyer aérodynamique.

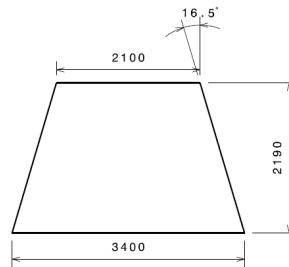
Les courbes aux deux autres points de vols seront présentées dans le fichier excel **DesignTable.xls**.

### Pré-dimensionnement et matériaux

Nous proposons ici un pré-dimensionnement de la jupe conique de liaison étage1-étage2.

Pour ce point de vol à  $P_{\text{dyn}} \text{ max}$ , nous allons évaluer les flux aux interfaces de la jupe :

Flux aux sections i (en N/m)		
Abscisse	Flux de compression	Flux de cisaillement
29,1	1101100*	1088*
30,8	471926*	647*



Une marge de 20% a été prise pour couvrir les effets dynamiques, les surflux, etc.

\*Les flux ont été calculés avec une estimation de l'effort tranchant et du moment de flexion.

Nous retiendrons l'alliage d'aluminium 7075 (AZ5GU) qui contient du Zinc et du magnésium. Il fait partie des alliages des plus résistant et est couramment utilisé dans l'industrie aérospatiale.

On cherche à obtenir  $e$ , l'épaisseur de l'élément, telle que  $\sigma_{\text{VM}} = \frac{\text{Re alu } 7075}{1,1}$ .

On obtient l'expression suivante de  $e$  :

$$e = 1,1 * \frac{\sqrt{\Phi_{\text{compression}}^2 + \Phi_{\text{cisaillement}}^2}}{\text{Re alu}} \text{ avec Re alu} = 450 \text{ MPa}$$

### Application numérique

On obtient  $e = 27 \text{ mm}$ . Cette valeur est surdimensionnée, à cause des approximations faites sur les flux. En prenant une densité de l'aluminium égale à  $2,80 \text{ g/cm}^3$ , cela nous conduirait à une jupe de  $1512 \text{ kg}$  (à comparer au  $491 \text{ kg}$  estimés lors du bilan masse).

## Aérodynamique

### Approche générale

Nous présenterons dans cette partie les méthodes et hypothèses de calculs des coefficients aérodynamiques, ainsi que quelques graphiques. L'ensemble des résultats (coefficients globaux et par élément) est joint dans en annexe, le détail des calculs est dans le fichier excel « **Calcul coefficients aero.xls** ». On s'intéressera aux coefficients suivants :

$$CA = -\frac{Rx}{qSref}, \quad CN = -\frac{Rz}{qSref} \text{ et } Cm = \frac{My}{q Sref Lref},$$

ainsi qu'au foyer (appelé ici « centre de poussée »), définit tel que :  $Cm = CN \frac{(Xcp - Xref)}{Lref}$

On déduit de ces coefficients les **CNα et CMα (en /°)**, correspondant aux gradients de CN et CM. Dans la suite de cette partie, on fera l'abus de langage CN pour CNα, et de même pour Cm.

### Calcul par éléments du lanceur

Le lanceur a été découpé en éléments comme suit (axe orienté depuis le nez vers le culot) :

	Lanceur Complet	Cône Emoussé Coiffe	Cylindre Coiffe	Rétraint 3-2	Cylindre 2 <sup>e</sup> Etage	Jupe 2-1	Cylindre 1 <sup>er</sup> Etage	Culot
x0	0	0	5,5	10,21	12,76	28,54	30,73	53,14 m
Sref	12	12,45	12,45	7,29	3,46	5,94	9,08	2 m <sup>2</sup>
Lref	50	3,98	3,98	3,98	2,10	1,38	3,40	- m
Xref	0	-2,49	-2,49	-2,49	9,88	28,54	25,17	- m



### Eléments de référence

Pour chacun des éléments, **les coefficients ont été interpolés** en fonction de ceux **donnés pour le CN et CM**, ou calculés à l'aide des formules également données pour le CA. Les surfaces de références, longueur de références et points de références ont été pris en accord avec les spécifications du polycopié (ex : pour cône+cylindre, Lref = diamètre cylindre, Sref = section transverse cylindre et Xref est fixé à la pointe du cône).

Pour le lanceur, le point de référence est la pointe du nez du lanceur (Xref=0), Lref est une longueur représentative de sa taille réelle (54m), et Sref est une surface arbitraire représentative de la première section que « voit » l'air (la coiffe).

### Particularités de calcul

Le calcul du CA fait intervenir un Reynolds évalué à partir d'une trajectoire type (tableau Mach / Altitude). Cette trajectoire a été rebouclée sur les résultats du simulateur pour correspondre à une **trajectoire SSO type**. (cf. excel **donnees.xls** du lanceur)

Les **CA** obtenus par ce calcul ont été **majorés de 10%** pour tenir compte des défauts de surface du lanceur (points d'accroches au pas de tir, vannes remplissage réservoirs, trappes d'accès à l'avionique, lignes...).

Les **coefficients** ont été supposés **indépendants** les uns des autres. Autrement dit, ajouter ou enlever un élément géométrique implique effectuer la même somme ou différence sur les coefficients de ces éléments pour déterminer le coefficient de l'ensemble. Pour un ensemble {Cône ; Cylindre} par exemple, les coefficients du cylindre seul sont obtenus en retranchant à l'ensemble global les coefficients de l'élément {cône} seul ( $\epsilon$  inchangé,  $x/D = 0$ ). Par ailleurs, **pour un cylindre, l'angle  $\epsilon$  du cône correspond à l'angle de l'élément devant le cylindre** sur le lanceur (coiffe ou jupe).

## Coefficients lanceur complet

### Eléments sommés

Les coefficients du lanceur complet sont obtenus en sommant les coefficients des différentes parties du lanceur telles que :

$$\text{LANCEUR COMPLET} = \text{COIFFE} + \text{CYLINDRE (COIFFE-RETREINT-2\text{nd ETAGE})} + \text{JUPE} + \text{CYLINDRE 3\text{e ETAGE}} + \text{CULOT*}$$

\*Le culot n'intervient que dans le calcul du CA.

Conformément à ce qu'il a été demandé pour le rétreint, l'ensemble {cylindre coiffe ; retreint ; cylindre 2<sup>nd</sup> Etage} a été remplacé par l'ensemble équivalent {Cylindre coiffe étendu jusqu'à la jupe 1-2}.

### Méthode de sommation

On ne peut sommer des coefficients adimensionnés sans précautions. Ce qui est sommé en réalité sont les forces. Ainsi,  $S_2 \cdot CX_2 = S_1 \cdot CX_1$  (où X = A ou N). D'où les formules de sommation suivantes :

$$CA_{tot} = \sum_i \frac{S_i}{S_{tot}} CA_i \text{ et } CN_{tot} = \sum_i \frac{S_i}{S_{tot}} CN_i$$

Pour les coefficients de moment, il faut tenir compte à la fois des surfaces de références, des longueurs de références mais aussi des points de références :

$$\left\{ \begin{array}{l} Cm_1 = CN_1 \frac{(Xcp - Xref_1)}{Lref_1} \\ Cm_2 = CN_2 \frac{(Xcp - Xref_2)}{Lref_2} \end{array} \right.$$

Seule l'abscisse du centre de poussée reste inchangée, peu importe les sections, longueurs et points de référence. En s'aidant de ce constat et des formules précédentes, il vient :

$$Cm_2 = \frac{S_1 Lref_1}{S_2 Lref_2} \left( Cm_1 + CN_1 \frac{(Xref_1 - Xref_2)}{Lref_1} \right)$$

D'où :

$$Cm_{tot} = \sum_i \frac{S_i Lref_i}{S_{tot} Lref_{tot}} \left( Cm_i + CN_i \frac{(Xref_i - Xref_{tot})}{Lref_i} \right)$$

Les Xcp globaux sont déduits des Cm et CN globaux.

## Coefficients partiels

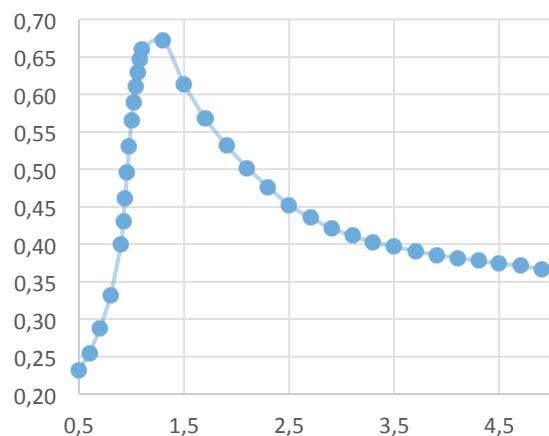
Le calcul des coefficients partiels est effectué sur un lanceur fictif composé de **{Coiffe + Cylindre Coiffe prolongé jusqu'à la section considérée}**. La même méthode de sommation est utilisée que précédemment. Pour rester cohérent et retrouver au pied du lanceur les coefficients globaux calculés précédemment, **un facteur** dépendant du Mach est appliqué sur **chacun des coefficients du cylindre**. Celui ci est déterminé à partir des résultats sur lanceur complet et ne dépend pas de la section considérée.

## Résultats sur lanceur complet

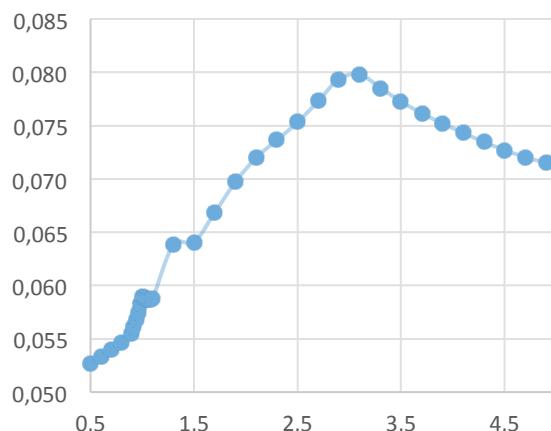
Les tableaux complets sont joints en annexe, mais ci-dessous voici les CA, CN, CM et Xcp du lanceur complet en fonction du Mach.

<b>Sref</b>	12	$m^2$
<b>Lref</b>	50	m
<b>Xref</b>	0	m

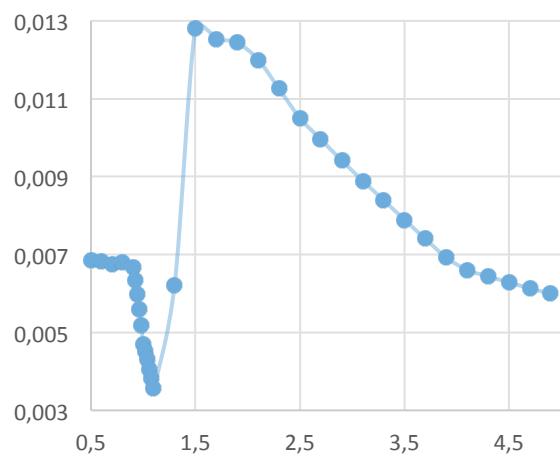
CA



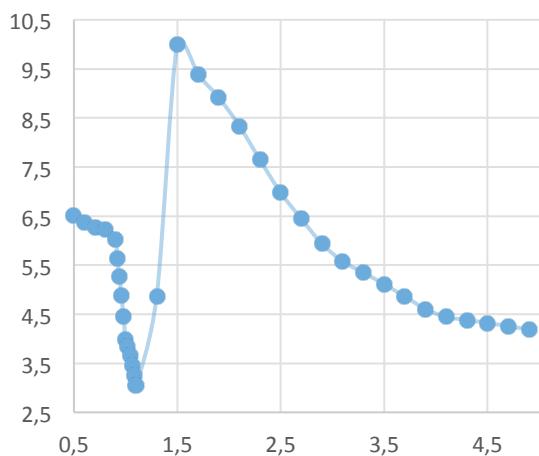
$CN\alpha (^{\circ})$



$Cm\alpha (^{\circ})$



Xcp (m)



# Intégration et optimisation de trajectoire

## Mission

La mission de ce lanceur est d'injecter 2T de charge utile sur une SSO 1200/1200, via une orbite de transfert SSTO 200/1200.

Altitude Périgée	200	km
Altitude Apogée	1200	km
Inclinaison	100.4	°
Longitude du nœud ascendant	Libre	°
Argument du périgée	Libre	°
ΔV Circularisation	260	m/s

**NB :** Lors d'une mission réelle, c'est longitude du nœud ascendant qui déterminera la fenêtre de lancement en fonction du pas de tir.

## Lanceur

### Etagement

Tableau 1- Récapitulatif de l'étagement

Etage		1	2	3
Isp	s	338.4	348.94	359.77
Débit	kg/s	979.02	109.89	13.44
Section de sortie tuyère	m <sup>2</sup>	3.52	2.55	1.20
Masse d'ergol	kg	148 049	22 796	4 882
Masse à vide	kg	20 965	4 034	1 862
Masse totale	kg	169 014	26 830	6 744
Accélération début étage*	m/s <sup>2</sup>	14	10	5
Poussée	T	331.3	38.3	4.8
Temps de combustion**	s	153	208	337 (+ 30)

\* L'accélération en début d'étage est celle fournie par le moteur seul :  $a = (Q_p * Isp * g_0 - P_a * S_n) / (M_{restante} * g_0)$ . C'est elle qui définit le débit.

\*\* Les temps de combustion sont expliqués dans la partie *séquençage du vol*.

Aux masses des étages, il faut rajouter :

- La coiffe : **1294 kg**
- La case à équipements et l'ACU : **624 kg**
- La charge utile elle-même : **2000 kg** (max 2150 kg)

Soit une masse totale de **206 506 kg** (rapport poids/poussée de 1.6 au décollage). La suite de cette partie se focalisera sur la mission en prenant une charge utile de 2000 kg. Une analyse de marges performances du lanceur sera néanmoins présentée à la fin.

### Loi de Commande

L'azimut de tir est calculé à partir de l'inclinaison à atteindre et de la latitude du pas de tir, tel que :

$$\sin(Az) * \cos(latitude\_pas\_de\_tir) = \cos(i)$$

Le long de la phase propulsée, le lanceur est commandé en assiette. La loi de commande suivie est linéaire par étage, à partir du second étage, après son vol atmosphérique, commandé par un basculement initial d'angle  $\gamma_B$ .

Tableau 2- Angles de commande (en °)

Az	$\gamma_B$	$\theta_{2,i}$	$\theta_{2,f}$	$\theta_{3,i}$	$\theta_{3,f}$
-12,624	6,1084	90,8188	76,1939	79,8221	106,5286

\* $\theta$  est l'angle de tangage, tel que Assiette Galiléenne =  $90^\circ - \theta$ .

**NB :** En pratique, la trajectoire du lanceur n'est pas parfaitement plane mais a tendance à « tomber ». Il a donc fallu corriger l'inclinaison i cible d'un  $\Delta i$  correctif de **2.17°**. Celui-ci a été déterminé « à la main », pour plus de précisions il faudrait le considérer comme paramètre à optimiser.

## Séquençage du vol

### Phases de simulation

Le vol du lanceur se décompose en : une phase propulsée, une phase balistique puis un tir d'apogée.

Après décollage, le lanceur commence par une phase montée verticale, bascule de  $\gamma_B$  puis tends vers l'incidence (relative) nulle, avant de poursuivre son vol à incidence nulle jusqu'à la fin du premier étage (pour des raisons d'efforts sur la structure).

Le 2<sup>e</sup> étage prend alors le relai. On sort maintenant de l'atmosphère, dès que possible on va lâcher la coiffe (flux thermique < 1500 W/m<sup>2</sup>) pour alléger le lanceur.

La phase propulsée se termine lors de l'injection sur la SSTO.

Enfin, après une phase balistique jusqu'à l'apogée de la SSTO, le lanceur effectue un tir d'apogée pour circulariser l'orbite.

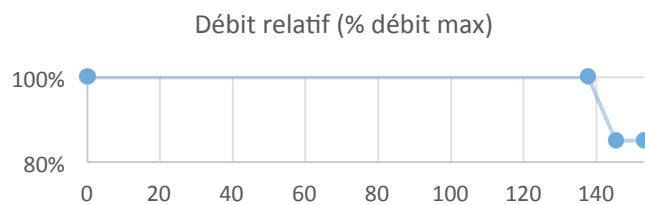
Tableau 3- Récapitulatif des Séquences de vol pour le simulateur

#	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
<b>Séquence</b>	Montée Verticale	Basculement	Convergence vers l'incidence nulle	Vol à incidence nulle	Largage coiffe	Fin 2e étage	Séparation 2e étage	Allumage 3e étage	3e étage	Phase balistique
<b>Etage</b>	1	1	1	1	2	2	/	/	3	/
<b>Durée (s)</b>	14	4	?	?	?	?	1	1	337	?
<b>Tangage début</b>	0	0	$\gamma_B$	/	$\theta_{2,i}$	?	/	/	$\theta_{3,i}$	/
<b>Tangage fin</b>	0	$\gamma_B$	$\gamma_B$	/	?	$\theta_{2,f}$	/	/	$\theta_{3,f}$	/
<b>Masse larguée</b>	0	0	0	Msèche Etage 1	Mcoiffe	0	Msèche Etage 2	0	Msèche Etage 3	Mequip

Les paramètres « ? » correspondent à des durées (ou des angles) dépendant des conditions de vol, et sont donc calculés et mis à jour en temps réel par le simulateur.

## 1<sup>er</sup> étage

Pour assurer la sécurité de la charge utile et ne pas dépasser les 5g de facteur de charge critique, le premier étage suit une loi de débit non uniforme.



## Séparation 2-3

Pour modéliser la temporisation de la séparation, deux séquences balistiques de 1 s chacune ont été rajoutées entre l'extinction du 2<sup>e</sup> étage et l'allumage du 3<sup>e</sup> :

- une première phase à partir de laquelle on largue le 2<sup>e</sup> étage,
- puis une seconde au bout de laquelle on allume le 3<sup>e</sup>.

Le même découpage n'a pas été fait pour la séparation 1/2 en supposant que la trainée résiduelle aidait à séparer le 1<sup>e</sup> étage du lanceur (plus large que le second). Néanmoins, il se peut que les efforts aérodynamiques résultants engendrent des couples perturbateurs gênant le déboîtement des deux étages.

## 3<sup>e</sup> étage

Le temps de combustion du 3<sup>e</sup> étage est réduit du temps nécessaire à la combustion de la masse d'ergol réservée à la circularisation (ici **30,2 s** pour **401 kg**).

Celle-ci est déduite de la formule de Tsiolkovski :  $\Delta V = g_0 \cdot ISP \cdot \ln \frac{M_i}{M_f}$

Avec **Mf** = **Masse CU + Masse Case à équipements + Masse ACU**. On a estimé **14% de pertes** sur le  $\Delta V$  propulsif, correspondant à la contribution des pertes par gravité (qu'il aurait fallu reboucler, cf. *analyse de perte*).

## Phase Balistique

Le temps de phase balistique est déterminé via la loi horaire, depuis le point d'insertion jusqu'à l'apogée (anomalie vraie = pi).

## Tir d'apogée

Nous avons fait l'hypothèse simplificatrice que le tir d'apogée se faisait instantanément : la vitesse du lanceur est directement incrémentée du  $\Delta V$  de circularisation (A noter qu'une version précédente du simulateur qui intégrait la poussée donnait des résultats très similaires). En pratique, le tir d'apogée peut aussi permettre de rattraper une éventuelle légère déviation d'incidence.

D'autre part, des manœuvres d'orientations sont en théorie aussi nécessaires, bien qu'elles aient été volontairement omises ici.

## Séquençage complet du vol

Seq.	Temps /H0 (s)	Événement	Altitude (km)
	<b>ΔT = 153</b>	<b>Phase propulsée 1<sup>er</sup> Etage</b>	
<b>1</b>	0	Décollage	0
<b>2</b>	14	Début de la manœuvre de basculement	0,50
<b>2</b>	18	Fin basculement et Début convergence à incidence nulle	0,76
<b>3</b>	23,75	Incidence nulle atteinte	1,35
<b>4</b>	48,5	Transsonique (Mach = 1)	6,36
<b>4</b>	62,4	Pression dynamique max (Pdyn = 38 135 Pa)	11
<b>4</b>	74,57	Flux Thermique max (PhiTh = 19,849 kW/m <sup>2</sup> )	16,1
<b>4</b>	137,7	Réduction progressive du débit	60,6
<b>4</b>	145,4	Débit constant à 85% du débit max	68,4
<b>4</b>	153	Accélération max ( $\gamma = 4,81g$ ) et Séparation 1 <sup>er</sup> Etage	76,6
	<b>ΔT = 209</b>	<b>Phase Propulsée 2<sup>e</sup> Etage</b>	
<b>5</b>	178,3	Largage de la coiffe (PhiTh < 1 500 W/m <sup>2</sup> )	102
<b>6</b>	361,1	Extinction 2 <sup>e</sup> Etage	185
<b>7</b>	362,1	Séparation 2 <sup>e</sup> Etage	185
	<b>ΔT = 338</b>	<b>Phase Propulsée 3<sup>e</sup> Etage</b>	
<b>8</b>	363,1	Allumage 3 <sup>e</sup> Etage	186
<b>9</b>	478,1	<i>Perte Galliot</i>	218
<b>9</b>	699,1	<i>Acquisition St Hubert</i>	251
<b>9</b>	700,5	Extinction 3 <sup>e</sup> Etage	252
	<b>ΔT = 2583</b>	<b>Phase Balistique</b>	
<b>10</b>	1075	<i>Acquisition Prince Albert</i>	386
<b>10</b>	1217	<i>Perte St Hubert</i>	451
<b>10</b>	1380	<i>Acquisition Svalbard</i>	533
<b>10</b>	1407	<i>Perte Prince Albert</i>	547
<b>10</b>	1743	<i>Perte Svalbard</i>	725
<b>10</b>	3083	<i>Acquisition Dongara</i>	1194
<b>10</b>	3284	Fin de la phase balistique et tir d'apogée	1204

On note que l'altitude géodésique finale n'est pas 1200 km. Les 1200 km de la SSO sont définis par rapport au rayon équatorial, et l'apogée de la SSTO n'étant pas sur le plan équatorial, il y a un léger écart entre les deux altitudes.

In fine, le temps de **vol propulsé** du lanceur est de **11 min et 41 s**, et la durée de la **phase balistique** de **43 min et 4 s**. Soit une mission d'une **durée totale** de **54 min et 45 s** entre le tir et la mise en orbite de la charge utile.

## Analyse du vol

### Objectifs de la mission

L'insertion sur la **SSTO 200/1200** au terme de la phase propulsée se fait à une altitude de **252 km** sur une orbite dont les paramètres orbitaux sont les suivants :

Demi grand-axe	7 077 815	km
Excentricité	0.0706	-
Inclinaison	100.44	°
Longitude du nœud ascendant	-50.86	°
Argument du périgée	7.15	°
Anomalie vraie	26.48	°

Après le tir d'apogée, les paramètres orbitaux sont :

Demi grand-axe	7 580 446	km
Excentricité	0.00044	-
Inclinaison	100.43	°
Longitude du nœud ascendant	-50.82	°
Argument du périgée	-53.07	°
Anomalie vraie	-1.19	°

Ce qui correspond à une **SSO 1199/1206**. L'écart entre l'orbite atteinte et l'orbite visée (1200/1200) peut s'expliquer par le fait que le tir d'apogée ne se fasse pas assez précisément à l'apogée. Ce n'est peut-être pas la seule cause, mais nous ne savons pas l'expliquer plus précisément.

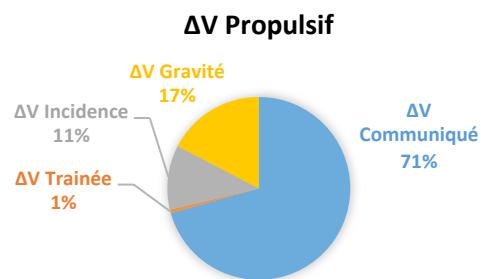
Tableau 4 - Tableau récapitulatif du cahier des charges

Critère	Exigence demandée	Performance réalisée	Commentaire
Charge Utile	2T	2T	Marge de perfo : cf. partie suivante
Apogée 1200 Périgée 200	Ecart < 1km	317 m 325 m	Une meilleure précision peut être atteinte si on autorise à préciser les angles à la seconde d'arc près, mais ce n'est peut être plus très réaliste.
Inclinaison orbite	100.4°	100.43°	L'azimut de tir serait à optimiser.
Facteur de charge	< 5 g	4.81 g	-
Pdyn max	< 40 000 Pa	38 135 Pa	-
Pdyn séparation 1-2	< 1 500 Pa	173 Pa	Pdyn OK, mais comme on prend de l'incidence en atmosphère, il faudrait vérifier les efforts généraux.
Flux thermique séparation coiffe	< 1 500 W/m <sup>2</sup>	1404 W/m <sup>2</sup>	-

## Analyse des Pertes

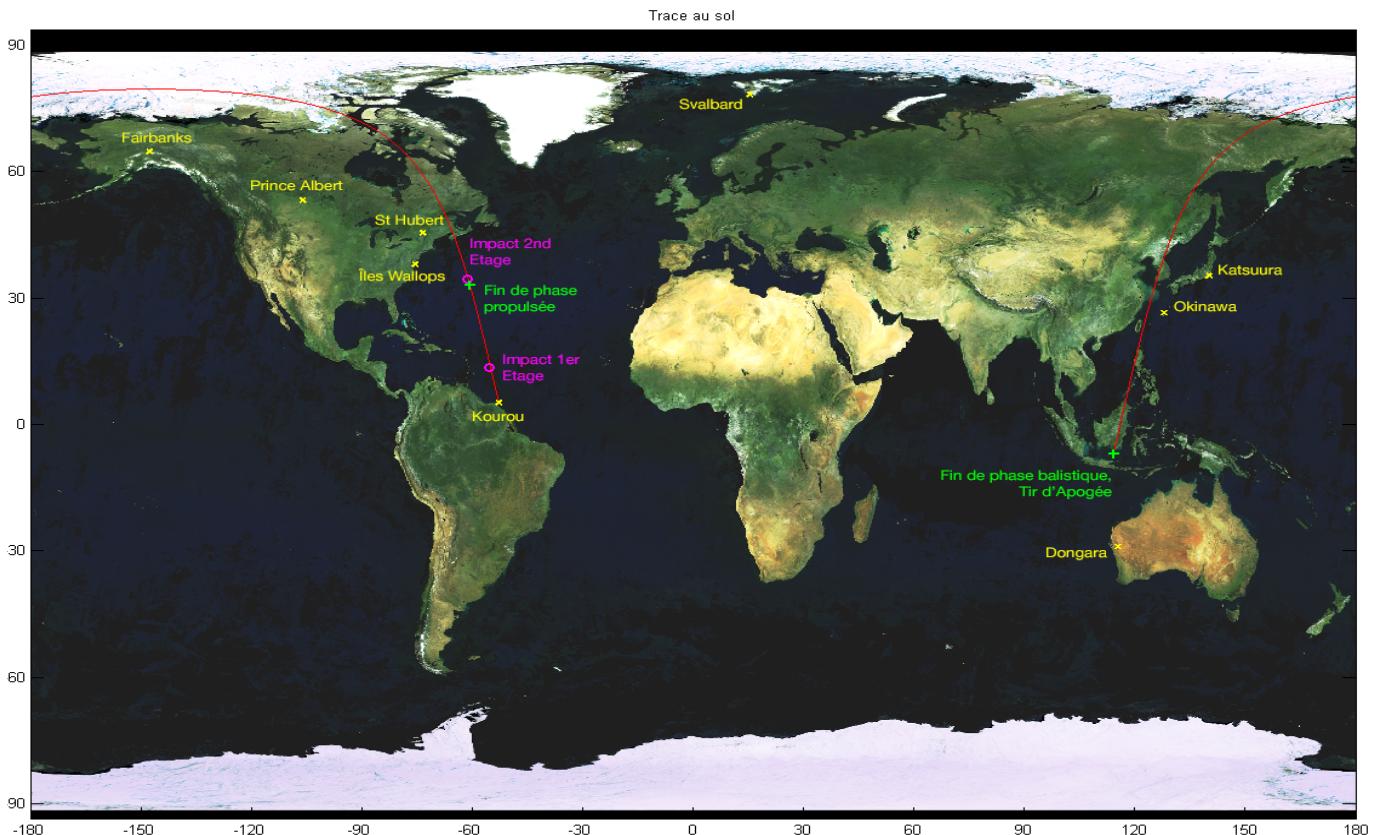
Tableau 5 - Récapitulatif des pertes (phases propulsées uniquement)

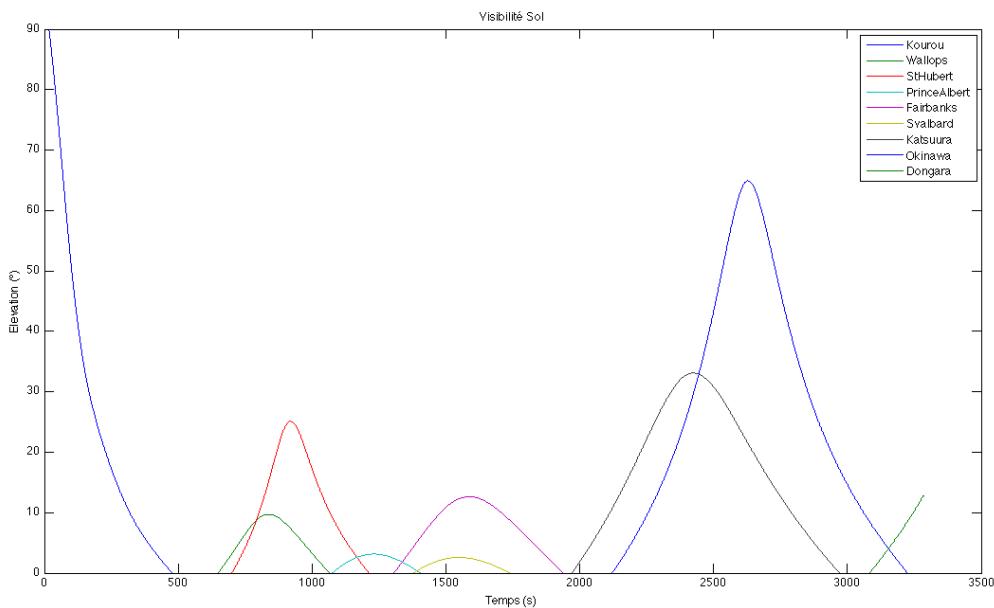
$\Delta V$ (m/s)	Etage 1	Etage 2	Etage 3	Total
$\Delta V$ Propulsif	4094,9	3398,2	2297,4	<b>9790,5</b>
$\Delta V$ Trainée	-60,6	-0,09	0	<b>-60,72</b>
$\Delta V$ Incidence	-967	-88,56	-58,05	<b>-1113,7</b>
$\Delta V$ Gravité	-1103,9	-378,1	-217,67	<b>-1699,7</b>
$\Delta V$ Communiqué	<b>1963,4</b>	<b>2931,45</b>	<b>2021,68</b>	<b>6916,38</b>



Une première estimation des pertes en début de projet a permis de refaire un étagement en prenant un forfait de **3 km/s** (au lieu des 1.75 km/s initialement prévus). Notre configuration actuelle nous emmène à un total de **2.874 km/s** de pertes. Nous sommes donc maintenant suffisamment proches de notre estimation pour ne pas avoir à reboucler l'étagement sur les pertes.

## Trace au sol et visibilité stations





La visibilité est donnée sur un ensemble large de stations. Seules les stations fréquemment utilisées par les européens ont été indiquées dans le séquençage précédent : Galliot (Kourou), Saint Hubert, Prince Albert, Svalbard et Dongara. Le graphique montre néanmoins qu'il est possible au besoin de suivre le lanceur quasiment tout au long du vol, quitte à rajouter une station navale (ex : le Monge) au niveau des Bermudes (entre les stations Galliot et Saint Hubert).

### Evolution des paramètres au cours du vol

Les points d'intérêt des graphiques présentés ci-dessous seront détaillés dans la partie suivante.

#### Altitude, Vitesses

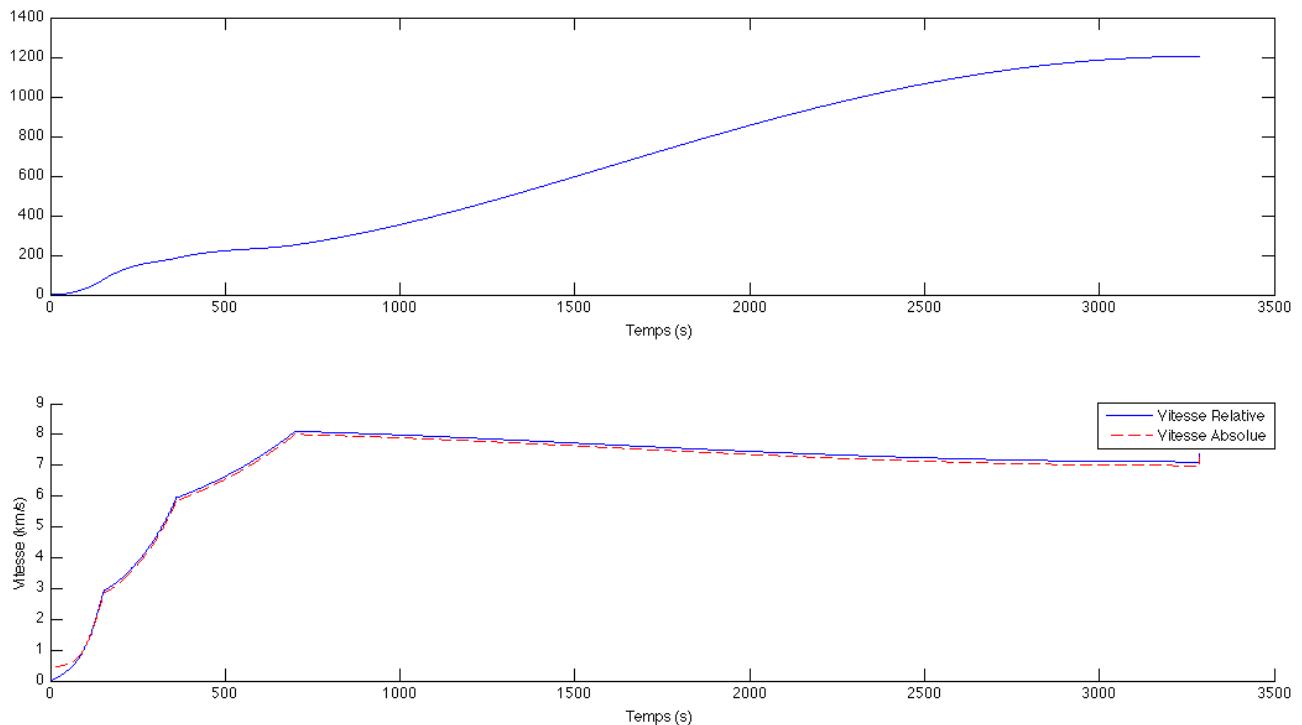


Figure 1 – Altitude et Vitesses du lanceur en vol complet

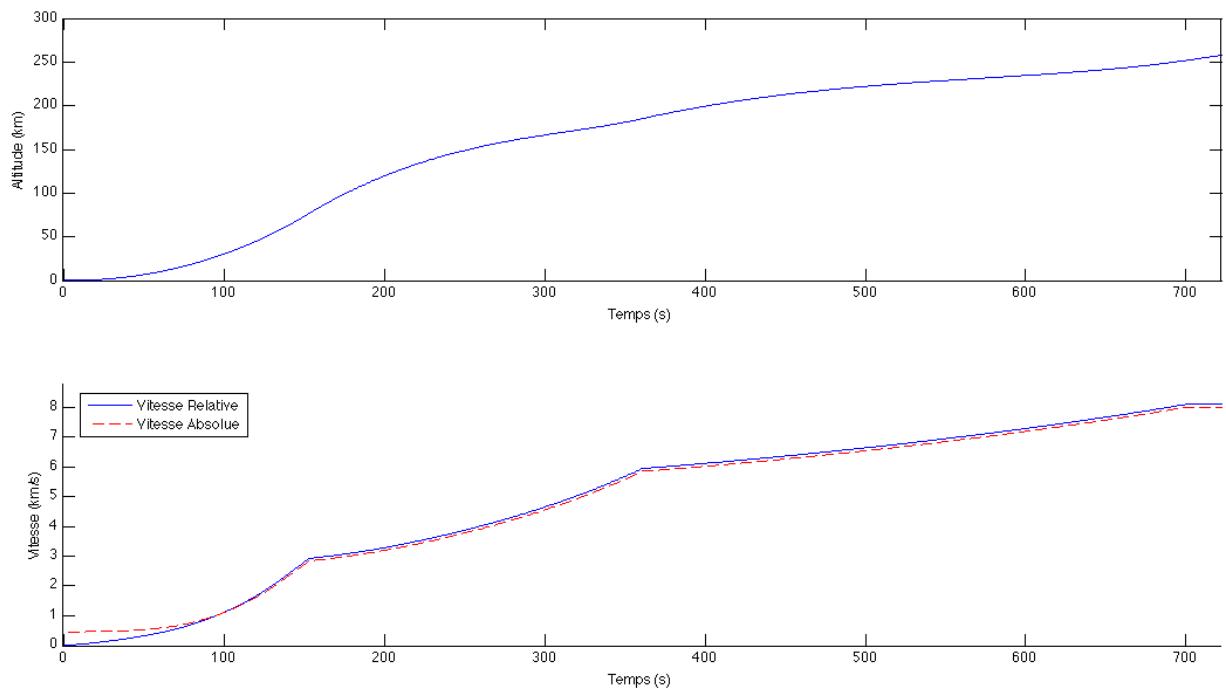


Figure 2 – Altitude et Vitesses du lanceur en vol propulsé

### Forces et Masse

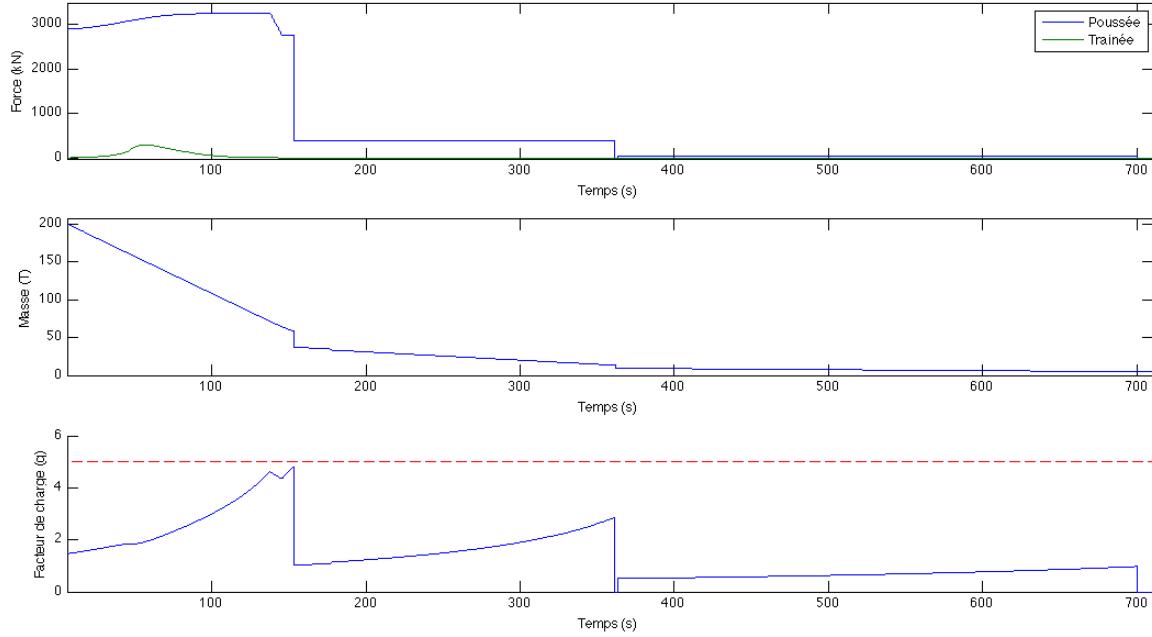


Figure 3 - Forces, Masse et Accélération en vol propulsé

On note un léger palier sur l'accélération lorsqu'on arrive à Trainée max : l'augmentation rapide de la trainée (qui correspond au transsonique, cf. Aero) rattrape l'augmentation de l'accélération due à la poussée (pression qui diminue).

Un peu plus tard, en fin d'étage 1, la poussée (et donc l'accélération) subissent l'effet de la loi de débit. Grâce à elle on évite de dépasser les 5g critiques pour la charge utile. Cette variation de débit se répercute aussi théoriquement sur la pente de la masse, mais même en y regardant de près il est difficile de voir un changement de pente notable. On vérifie néanmoins que la variation de débit est bien prise en compte en vérifiant la masse d'ergol consommé.

## Attitude du lanceur

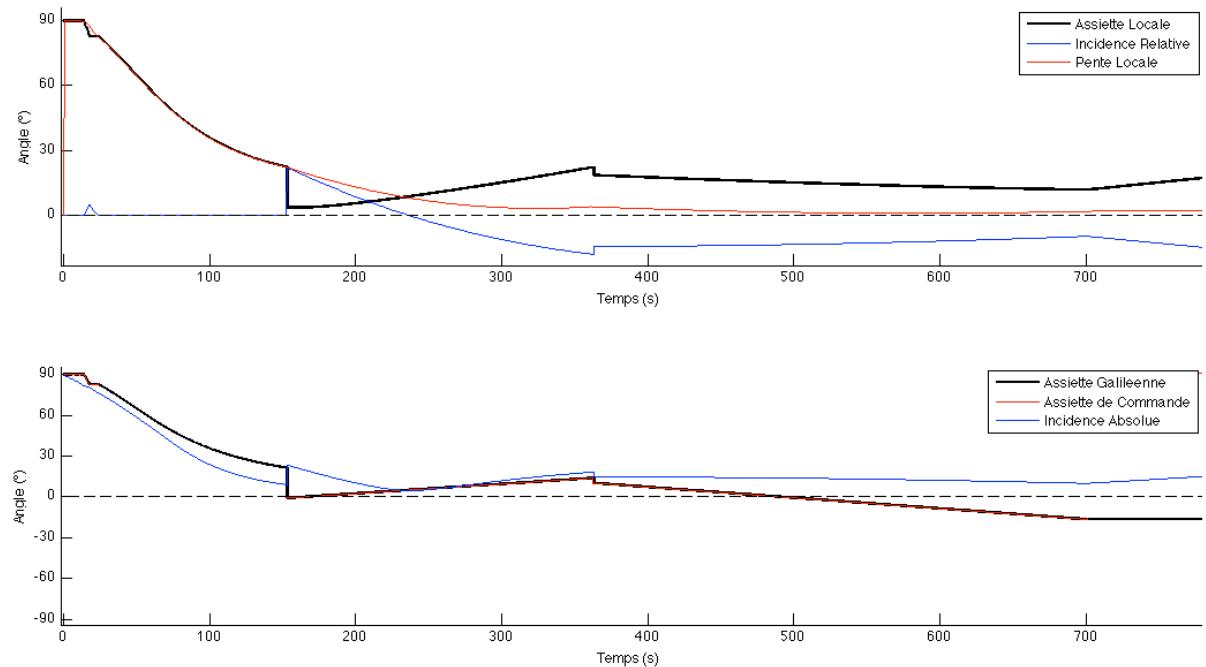


Figure 4 - Attitude du lanceur en vol propulsé

**NB :** Dans la suite il apparaît parfois une assiette de commande à 90° lors de phases non commandées en assiette. Il s'agit simplement d'une valeur par défaut et qui n'est pas utilisée.

## Aérodynamique

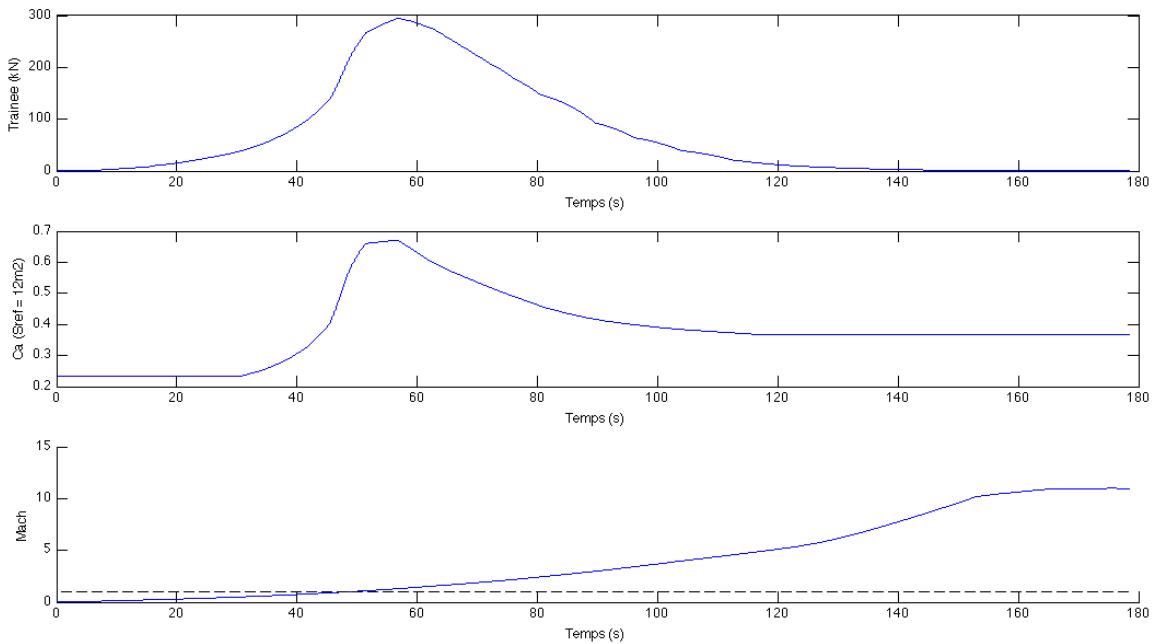


Figure 5 - Trainée, Coefficient de trainée (CA) et Mach en vol atmosphérique

Le régime transsonique est nettement marqué par une augmentation brutale du CA et de la trainée du lanceur. Les maxima sont atteints un peu après le transsonique, autour de Mach = 1,3.

### Sauvegarde Satellite

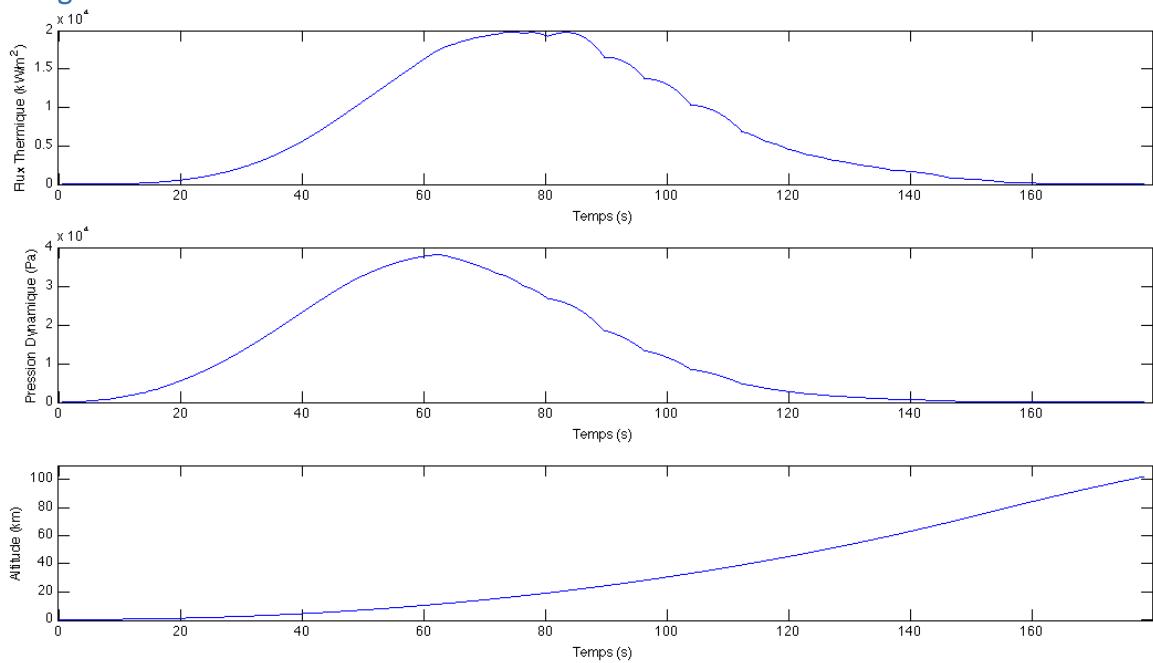


Figure 6 - Flux Thermique, Pression Dynamique et Altitude en vol atmosphérique

### Trajectoire 3D

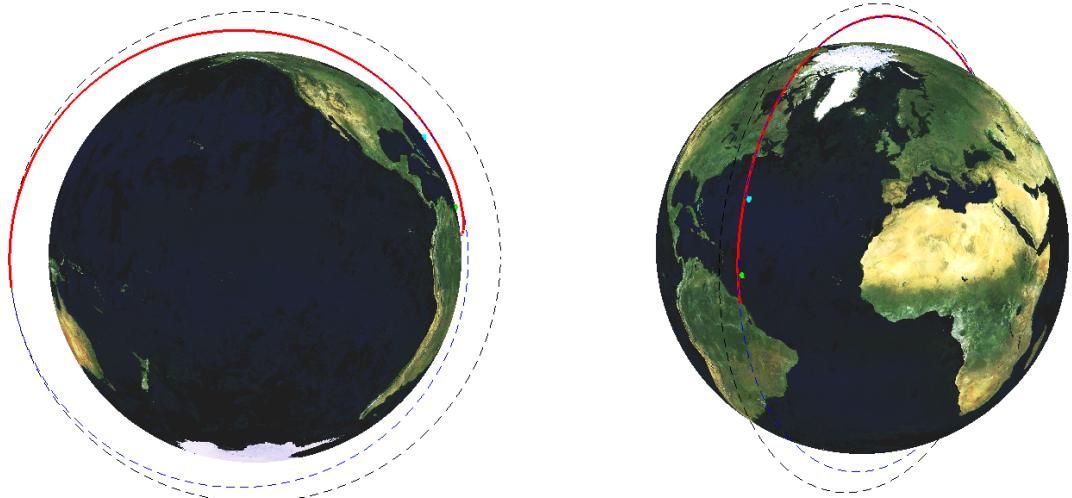


Figure 7 - Trajectoire 3D en Terre fixe

## Points de vol particuliers

### Basculement et Rattrapage incidence nulle

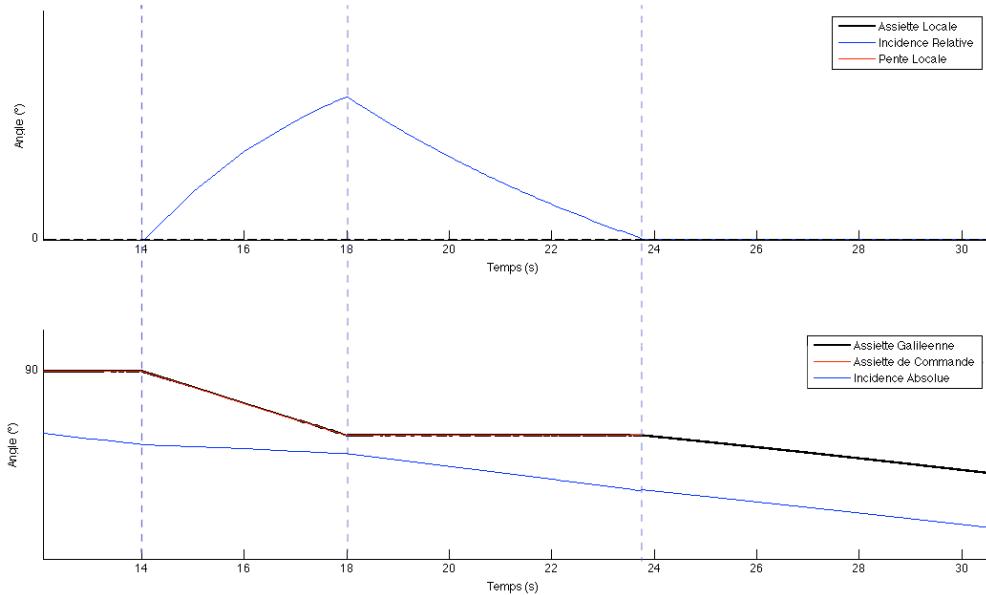


Figure 8 - Attitude et Incidence du lanceur dans les phases de basculement et convergence à incidence nulle

Dans le graphique ci-dessous, nous distinguons bien 4 phases :

- **Avant basculement** : l'assiette est constante à 90°, l'incidence relative ( $\alpha$ ) est nulle (en pratique on dénote une très légère prise d'incidence de  $-0^{\circ} 5' 16''$ , puisque la gravité n'est pas exactement dans le même axe que la poussée),
- **Basculement** : l'assiette passe de 90° à  $90 - \gamma_B = 82,89^\circ$  en 4 s → prise d'incidence :  $\alpha$  passe de 0 à **4,6°**
- **Rattrapage incidence nulle** : on continue à pousser à assiette constante  $90 - \gamma_B$ . L'incidence diminue et on atteint l'incidence nulle au bout de **5,75 s**.
- **Vol à incidence nulle** : cf. paragraphe suivant.

Cette phase et la suivante utilisent ce qu'on appelle le **gravity turn** : la vitesse relative « tombe » sous l'effet de la gravité.

## Vol à incidence nulle

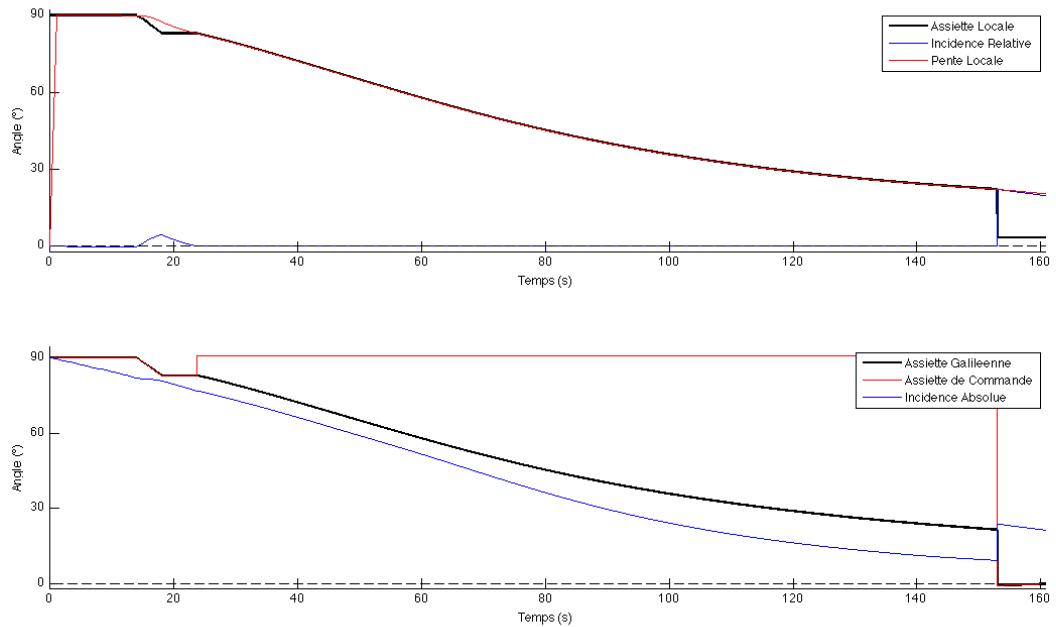


Figure 9 - Attitude et Incidence du lanceur en phase de vol à incidence nulle

Lors de la phase à incidence nulle, il n'y a pas de commande en assiette : on pousse selon la vitesse relative. On vérifie bien que pendant toute cette séquence,  $\alpha = 0$ .

On retrouve également le point d'inflexion de la pente locale à mi-parcours, correspondant à  $\Gamma_{longi}=2 g \sin(\gamma)$ .

## Séparation 1-2

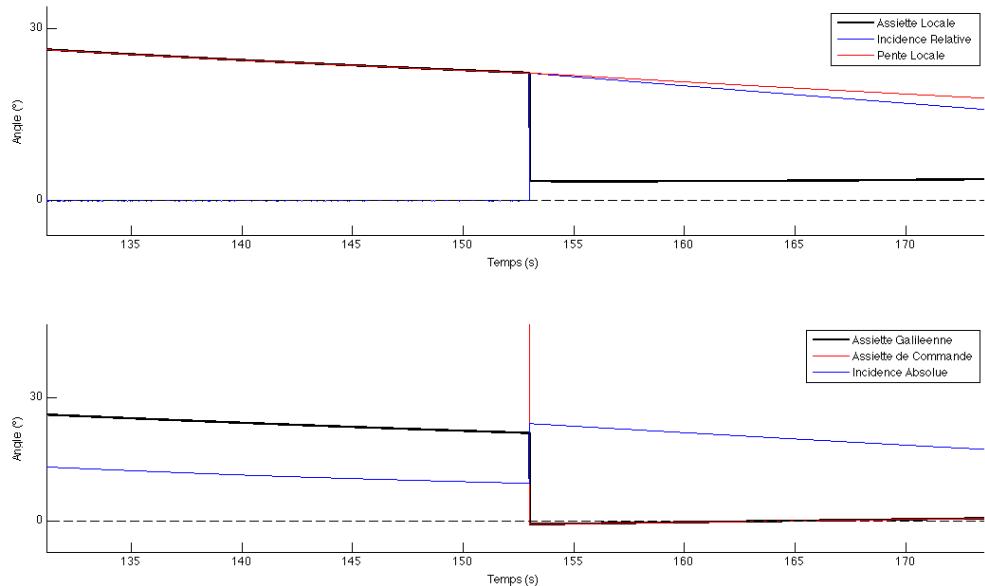


Figure 10 - Attitude et Incidence du lanceur à la séparation 1-2

Au moment de la séparation 1-2, le lanceur suit de nouveau une assiette imposée ( $90 - \theta_{2,i} = -0,82^\circ$ ). Juste après l'allumage du 2<sup>nd</sup> étage, l'incidence relative est alors de **22,2°**. La pression dynamique vaut alors 173 Pa.

Sur la figure suivante (Largage Coiffe), on aperçoit en début de graphique une perte instantanée de masse qui correspond à la séparation de l'étage 1.

### Largage Coiffe

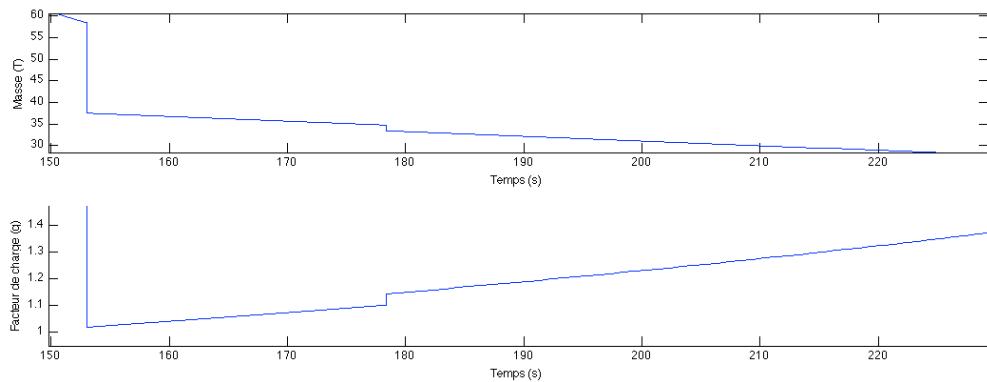


Figure 11 – Masse et facteur de charge au largage coiffe

La coiffe est larguée à H0+178,3 s, ce qui se retrouve sur la figure ci-dessus par une perte instantanée de masse, qui entraîne un saut d'accélération. Au largage coiffe, le flux thermique est de **1404 W/m<sup>2</sup>** et la pression dynamique de 0,4 Pa (!).

### Séparation 2-3

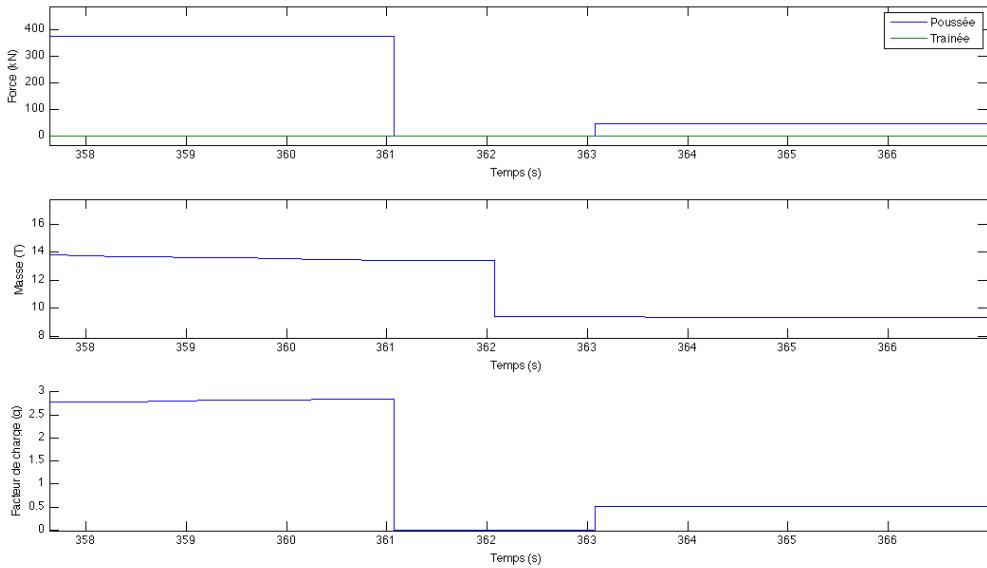


Figure 12 – Séparation de l'étage 2

La figure ci-dessus illustre bien la température de la séparation 2-3 (séquences de vol 7 et 8) : le moteur du 2<sup>e</sup> étage s'éteint puis l'étage se sépare du reste de la fusée après une phase balistique d'une seconde. Après une seconde phase balistique d'une seconde, le moteur du 3<sup>e</sup> étage s'allume une première fois (la seconde sera au tir d'apogée).

### Retombée étages

La retombée des étages est calculée en supposant que seule la gravité intervient (trajectoire balistique). Les points d'impacts sont représentés sur la trace au sol.

1 <sup>er</sup> Etage		2 <sup>e</sup> Etage	
Latitude Impact	13,6138 °N	Latitude Impact	34,6166 °N
Longitude Impact	55,2236 °O	Longitude Impact	61,3179 °O
Temps de chute	5 min 28 s	Temps de chute	7 min 34 s

## Réserve de performance

### Masse maxi en SSO

Pour la mission donnée, l'optimisateur nous donne une masse maximale possible de charge utile de **150,63 kg**. Pour cette masse, toutes les contraintes de mission sont respectées et l'insertion sur la SSTO se fait à **240 km**, tel que :

Demi grand-axe	7 077 996	km
Excentricité	0.0707	-
Inclinaison	100.34	°
Longitude du nœud ascendant	-50.90	°
Argument du périgée	56.16	°
Anomalie vraie	-23.02	°

### Analyse de sensibilités

Etage		1	2	3	TOTAL
Mi	kg	206 506	36 198	9 368	
Mf	kg	37 492	9 368	2 624	
$\partial\Delta V/\partial ISP$	(m/s)/s	7,27	5,76	5,42	18,44
$\partial\Delta V/\partial Mu$	(m/s)/kg	-0,07	-0,27	-0,97	-1,31
$\partial Mu/\partial ISP$	kg/s	100	21	6	14

### Masse maxi en SSO 800/800, i=98,65

Az	$\gamma_B$	$\theta_{2,i}$	$\theta_{2,f}$	$\theta_{3,i}$	$\theta_{3,f}$
-10,7957	8,8255	65,5914	77,0867	84,0896	118,5642

\* $\theta$  est l'angle de tangage, tel que Assiette Galiléenne =  $90^\circ - \theta$ .

Critère	Exigence demandée	Performance réalisée	
Charge Utile	2 T	2,517 T	Une optimisation des paramètres de vols sur une mission SSO 800/800 nous donne une charge utile maximale embarquée de <b>2,5 T</b> . On s'aperçoit que l'on a légèrement perdu en précision, et que les critères de <b>Pdyn</b> ne sont plus exactement respectés.
Apogée 1200 Périgée 200	Ecart < 1km	1029 m 1440 m	
Inclinaison orbite	98.65°	98.41°	
Facteur de charge	< 5 g	4.77 g	Le lanceur n'ayant pas été dimensionné pour cette mission, ce n'est pas surprenant. A un stade plus avancé, on pourrait néanmoins corriger ces écarts (qui restent faibles) en jouant sur les accélérations de début d'étage et les lois de débit.
Pdyn max	< 40 000 Pa	41 778 Pa	
Pdyn séparation 1-2	< 1 500 Pa	1 677 Pa	
Flux thermique séparation coiffe	< 1 500 W/m²	1398 W/m²	

## Pour aller plus loin...

### Loi de commande plus complexe

Lors d'un essai sur une configuration précédente, nous avons essayé de complexifier la loi de commande du 3<sup>e</sup> étage, en linéaire par morceaux. Nous retrouvons néanmoins que la loi optimale est quasiment linéaire.

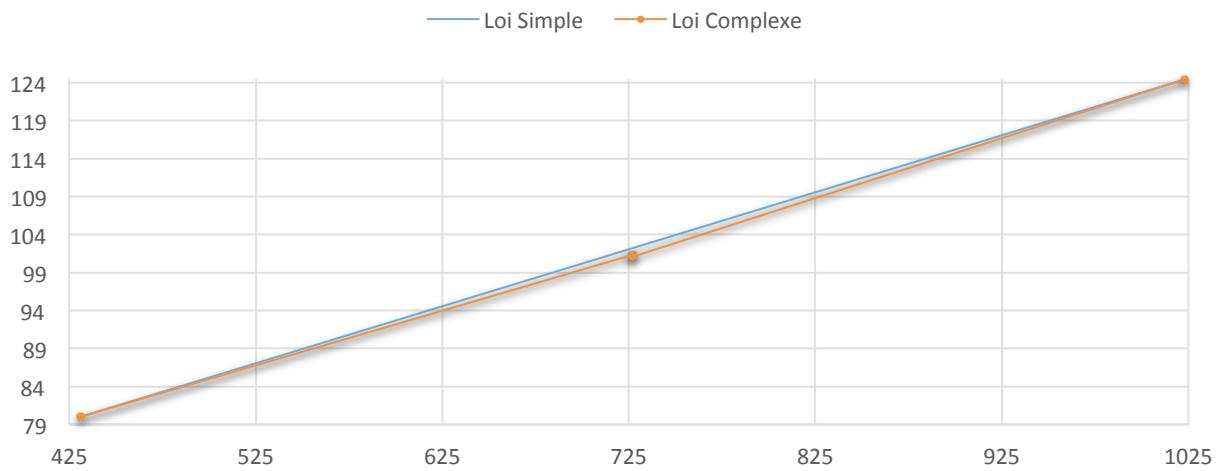


Figure 13- Comparaison de lois de commande du 3e étage

### Utilisation de boosters

D'un point de vue structure, l'utilisation de booster permettrait de réduire sensiblement la hauteur du lanceur. D'un point de vue étagement et trajectoire de l'autre part, cela permettrait de sortir plus vite de l'atmosphère.

### Structure du programme Matlab

La structure actuelle du programme ne permet pas de paralléliser le calcul des gradients par *fmincon*. Cela est dû à la mauvaise gestion des variables globales, qu'il faudrait revoir pour plus de performances.

D'autre part, une meilleure répartition des données d'entrées dans différentes feuilles Excel (données simulateur, données mission et données lanceur) permettrait une plus grande flexibilité et lisibilité du programme.

## Bibliographie

La Bible

<http://www.astronautix.com/>

Dossiers de lancement Arianespace

<http://www.arianespace.com/news-launch-kits/2011-2012-archive.asp>

D'autres projets lanceur...

[http://artemmis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/PROJETS/LANCEUR/menu\\_lan.htm](http://artemmis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/PROJETS/LANCEUR/menu_lan.htm)

Réservoirs : du côté des Saturne américaines

<http://www.de-la-terre-a-la-lune.com/double.php?menu=vehicules-et-technologies/familrelanceurssaturn/menufls.htm&affichage=vehicules-et-technologies/familrelanceurssaturn/s1c.htm>

Annuaire impressionnant des satellites en orbite !

<http://weebau.com/satellite/>

Missions SPOT6 et 7

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/spot-6-7>

Site d'un passionné de l'aventure spatiale russe

<http://kosmonavtika.com/>

Encyclopédies très complètes des lanceurs

<http://www.capcomespace.net/>

Calcul de tuyères

<http://www.engapplets.vt.edu/fluids/CDnozzle/index.html>

Pour rêver un peu...

<http://image-cnes.fr/>

Element	Lanceur complet			
X0	0,00 m			
Sref	12,00 m <sup>2</sup>			
Lref	50,00 m			
Xref	0,00 m			
Mach	CA	CN $\alpha$	Xcp	Cm $\alpha$
0,5	0,2318	0,0527	6,5076	0,0069
0,6	0,2546	0,0534	6,3816	0,0068
0,7	0,2877	0,0540	6,2645	0,0068
0,8	0,3317	0,0547	6,2230	0,0068
0,9	0,3995	0,0555	6,0179	0,0067
0,92	0,4300	0,0561	5,6350	0,0063
0,94	0,4615	0,0568	5,2632	0,0060
0,96	0,4957	0,0575	4,8740	0,0056
0,98	0,5300	0,0583	4,4462	0,0052
1	0,5647	0,0590	3,9894	0,0047
1,02	0,5899	0,0589	3,8397	0,0045
1,04	0,6111	0,0588	3,6611	0,0043
1,06	0,6303	0,0587	3,4559	0,0041
1,08	0,6467	0,0587	3,2461	0,0038
1,1	0,6603	0,0587	3,0351	0,0036
1,3	0,6716	0,0638	4,8628	0,0062
1,5	0,6138	0,0641	10,0103	0,0128
1,7	0,5683	0,0668	9,3858	0,0125
1,9	0,5329	0,0697	8,9168	0,0124
2,1	0,5020	0,0720	8,3377	0,0120
2,3	0,4763	0,0737	7,6403	0,0113
2,5	0,4522	0,0753	6,9751	0,0105
2,7	0,4354	0,0773	6,4402	0,0100
2,9	0,4216	0,0794	5,9310	0,0094
3,1	0,4110	0,0798	5,5760	0,0089
3,3	0,4029	0,0785	5,3463	0,0084
3,5	0,3965	0,0773	5,1108	0,0079
3,7	0,3907	0,0762	4,8623	0,0074
3,9	0,3856	0,0752	4,6037	0,0069
4,1	0,3815	0,0743	4,4426	0,0066
4,3	0,3778	0,0735	4,3839	0,0064
4,5	0,3741	0,0727	4,3219	0,0063
4,7	0,3706	0,0720	4,2573	0,0061
4,9	0,3671	0,0715	4,1889	0,0060

	d/D	0,38		
	$\epsilon$	14,00 °		
	Hcoiffe	5,497 m		
<b>Element</b>	<b>Cône émoussé coiffe</b>			
<b>X0</b>	0,00 m			
<b>Sref</b>	12,45 m <sup>2</sup>			
<b>Lref</b>	3,98 m			
<b>Xref</b>	-2,49 m			
Mach	C <sub>N</sub> $\alpha$	C <sub>A</sub>	X <sub>cp</sub>	C <sub>m</sub> $\alpha$
0,5	0,0249	0,0617	3,1054	0,0350
0,6	0,0257	0,0734	3,0984	0,0361
0,7	0,0265	0,0908	3,0914	0,0371
0,8	0,0271	0,1153	3,0838	0,0380
0,9	0,0275	0,1460	3,0760	0,0384
0,92	0,0275	0,1546	3,0743	0,0385
0,94	0,0275	0,1632	3,0740	0,0384
0,96	0,0275	0,1720	3,0738	0,0384
0,98	0,0274	0,1809	3,0743	0,0382
1	0,0273	0,1898	3,0760	0,0381
1,02	0,0272	0,2005	3,0784	0,0380
1,04	0,0271	0,2113	3,0809	0,0379
1,06	0,0271	0,2221	3,0829	0,0379
1,08	0,0272	0,2329	3,0813	0,0381
1,1	0,0274	0,2432	3,0772	0,0383
1,3	0,0302	0,2863	3,0784	0,0422
1,5	0,0308	0,2823	3,0533	0,0428
1,7	0,0307	0,2786	3,0357	0,0426
1,9	0,0305	0,2766	3,0252	0,0422
2,1	0,0300	0,2734	3,0169	0,0415
2,3	0,0294	0,2705	3,0115	0,0406
2,5	0,0287	0,2675	3,0068	0,0396
2,7	0,0280	0,2647	3,0026	0,0386
2,9	0,0274	0,2627	2,9994	0,0378
3,1	0,0268	0,2608	2,9965	0,0370
3,3	0,0262	0,2589	2,9940	0,0361
3,5	0,0256	0,2578	2,9928	0,0352
3,7	0,0252	0,2568	2,9916	0,0346
3,9	0,0249	0,2558	2,9905	0,0342
4,1	0,0246	0,2549	2,9897	0,0339
4,3	0,0245	0,2540	2,9888	0,0337
4,5	0,0244	0,2536	2,9885	0,0336
4,7	0,0244	0,2530	2,9882	0,0336
4,9	0,0246	0,2524	2,9879	0,0338

	L	4,71 m		
	D	3,98 m		
	$\epsilon$	14,00 °		
	Hcone	7,99 m		
	Smouille	29,49 m2		
<b>Element</b>	<b>Cône cylindrique coiffe</b>			
<b>X0</b>	5,50 m			
<b>Sref</b>	12,45 m2			
<b>Lref</b>	3,98 m			
<b>Xref</b>	-2,49 m			
Mach	CN $\alpha$	CA	Xcp	Cm $\alpha$
0,5	0,0012	0,0044	-45,5247	-0,0133
0,6	0,0012	0,0043	-45,5247	-0,0133
0,7	0,0012	0,0042	-45,5247	-0,0133
0,8	0,0012	0,0041	-45,5247	-0,0133
0,9	0,0012	0,0040	-49,6991	-0,0140
0,92	0,0013	0,0040	-49,8935	-0,0149
0,94	0,0013	0,0040	-50,0674	-0,0158
0,96	0,0014	0,0040	-49,6287	-0,0168
0,98	0,0015	0,0040	-48,7101	-0,0178
1	0,0017	0,0039	-47,9221	-0,0189
1,02	0,0017	0,0039	-47,2478	-0,0194
1,04	0,0018	0,0039	-46,6308	-0,0200
1,06	0,0019	0,0039	-46,0641	-0,0206
1,08	0,0020	0,0039	-45,5418	-0,0212
1,1	0,0020	0,0039	-45,0588	-0,0218
1,3	0,0030	0,0038	-26,4858	-0,0180
1,5	0,0027	0,0037	-9,3226	-0,0047
1,7	0,0034	0,0036	-10,1780	-0,0065
1,9	0,0040	0,0035	-10,7680	-0,0083
2,1	0,0046	0,0034	-11,6524	-0,0105
2,3	0,0051	0,0033	-12,7455	-0,0132
2,5	0,0057	0,0033	-13,6241	-0,0158
2,7	0,0062	0,0032	-14,3457	-0,0185
2,9	0,0068	0,0031	-14,9489	-0,0212
3,1	0,0070	0,0031	-15,4626	-0,0228
3,3	0,0069	0,0031	-15,9678	-0,0234
3,5	0,0068	0,0030	-16,4862	-0,0240
3,7	0,0067	0,0030	-17,0182	-0,0246
3,9	0,0067	0,0030	-17,5645	-0,0252
4,1	0,0066	0,0029	-17,9136	-0,0254
4,3	0,0065	0,0029	-18,0573	-0,0254
4,5	0,0064	0,0029	-18,2046	-0,0253
4,7	0,0063	0,0029	-18,3557	-0,0252
4,9	0,0062	0,0029	-18,5107	-0,0251

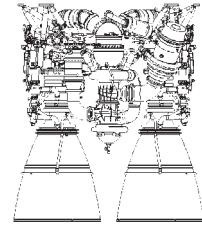
<p>Cna, Xcp et Cma correspondent à un cylindre équivalent à etage 3 + retreint + etage 2 (cf. poly)</p>				
	L            2,55 m			
<b>Element</b>	<b>Retreint 3 → Coiffe</b>			
<b>X0</b>	10,21 m			
<b>Sref</b>	7,287 m <sup>2</sup>			
<b>Lref</b>	3,98 m			
<b>Xref</b>	-2,49 m			
<b>Mach</b>	<b>CN<math>\alpha</math></b>	<b>CA</b>	<b>Xcp</b>	<b>Cm<math>\alpha</math></b>
0,5	0,0059	0,0073	-49,7315	-0,0699
0,6	0,0059	0,0098	-49,7351	-0,0699
0,7	0,0059	0,0122	-49,7386	-0,0699
0,8	0,0059	0,0150	-49,7422	-0,0699
0,9	0,0058	0,0291	-53,4664	-0,0743
0,92	0,0062	0,0481	-53,7760	-0,0796
0,94	0,0066	0,0671	-54,0500	-0,0849
0,96	0,0070	0,0836	-53,8909	-0,0908
0,98	0,0076	0,0977	-53,3852	-0,0971
1	0,0082	0,1118	-52,9496	-0,1034
1,02	0,0084	0,1112	-52,2898	-0,1049
1,04	0,0086	0,1106	-51,6644	-0,1063
1,06	0,0088	0,1091	-51,0706	-0,1077
1,08	0,0091	0,1066	-50,5062	-0,1092
1,1	0,0093	0,1041	-49,9690	-0,1106
1,3	0,0129	0,0826	-29,0941	-0,0860
1,5	0,0118	0,0735	-10,2901	-0,0231
1,7	0,0144	0,0645	-10,9137	-0,0304
1,9	0,0169	0,0554	-11,3477	-0,0377
2,1	0,0194	0,0486	-12,1067	-0,0468
2,3	0,0217	0,0439	-13,0948	-0,0578
2,5	0,0240	0,0393	-13,8926	-0,0687
2,7	0,0263	0,0347	-14,5501	-0,0797
2,9	0,0286	0,0301	-15,1014	-0,0906
3,1	0,0296	0,0267	-15,6292	-0,0978
3,3	0,0293	0,0246	-16,2061	-0,1011
3,5	0,0291	0,0224	-16,7945	-0,1044
3,7	0,0288	0,0203	-17,3946	-0,1077
3,9	0,0285	0,0181	-18,0070	-0,1110
4,1	0,0282	0,0160	-18,3981	-0,1125
4,3	0,0278	0,0138	-18,5614	-0,1124
4,5	0,0275	0,0117	-18,7285	-0,1122
4,7	0,0272	0,0096	-18,8997	-0,1121
4,9	0,0269	0,0074	-19,0749	-0,1119

	L	15,78 m		
	D	2,10 m		
	$\epsilon$	20,00 °		
	Hcone	2,89 m		
	Smouille	52,06 m2		
<b>Element</b>	<b>Cône cylindrique : étage 2</b>			
<b>X0</b>	12,76 m			
<b>Sref</b>	3,46 m2			
<b>Lref</b>	2,10 m			
<b>Xref</b>	9,88 m			
Mach	C $N\alpha$	C $A$	C $x_{cp}$	C $m\alpha$
0,5	0,0105	0,0278	-10,8516	-0,1040
0,6	0,0105	0,0272	-10,8550	-0,1040
0,7	0,0105	0,0266	-10,8583	-0,1040
0,8	0,0105	0,0260	-10,8583	-0,1040
0,9	0,0102	0,0255	-12,5950	-0,1095
0,92	0,0104	0,0254	-13,2608	-0,1148
0,94	0,0106	0,0253	-13,9031	-0,1201
0,96	0,0108	0,0252	-14,7708	-0,1273
0,98	0,0111	0,0251	-15,8385	-0,1362
1	0,0114	0,0250	-16,8536	-0,1452
1,02	0,0112	0,0250	-17,3069	-0,1453
1,04	0,0110	0,0249	-17,7751	-0,1454
1,06	0,0109	0,0248	-18,2589	-0,1455
1,08	0,0107	0,0247	-18,7591	-0,1456
1,1	0,0105	0,0246	-19,2765	-0,1458
1,3	0,0131	0,0239	-7,4002	-0,1081
1,5	0,0178	0,0232	6,2007	-0,0312
1,7	0,0209	0,0225	5,9627	-0,0390
1,9	0,0241	0,0221	5,7867	-0,0469
2,1	0,0262	0,0217	5,3599	-0,0563
2,3	0,0273	0,0211	4,6933	-0,0674
2,5	0,0284	0,0208	4,0790	-0,0784
2,7	0,0295	0,0204	3,5108	-0,0895
2,9	0,0306	0,0200	2,9839	-0,1005
3,1	0,0309	0,0198	2,6844	-0,1057
3,3	0,0302	0,0195	2,5809	-0,1049
3,5	0,0295	0,0191	2,4728	-0,1041
3,7	0,0289	0,0190	2,3597	-0,1033
3,9	0,0282	0,0188	2,2413	-0,1026
4,1	0,0275	0,0186	2,1445	-0,1012
4,3	0,0267	0,0187	2,0703	-0,0993
4,5	0,0259	0,0185	1,9917	-0,0973
4,7	0,0251	0,0185	1,9083	-0,0954
4,9	0,0244	0,0186	1,8195	-0,0935

	L	2,19 m		
	$\varepsilon$	17,00 °		
	r	1,05 m		
	R	1,7 m		
<b>Element</b>	<b>Jupe 1 → 2</b>			
X0	28,54 m			
Sref	5,94 m <sup>2</sup>			
Lref	1,38 m			
Xref	28,54 m			
Mach	C $N\alpha$	CA	Xcp	C $m\alpha$
0,5	0,0348	0,1267	29,4180	0,0222
0,6	0,0345	0,1403	29,4180	0,0220
0,7	0,0342	0,1624	29,4180	0,0218
0,8	0,0342	0,1895	29,4180	0,0218
0,9	0,0356	0,2347	29,4180	0,0227
0,92	0,0359	0,2533	29,4180	0,0229
0,94	0,0362	0,2739	29,4180	0,0230
0,96	0,0366	0,3015	29,4180	0,0233
0,98	0,0370	0,3315	29,4180	0,0236
1	0,0372	0,3621	29,4180	0,0237
1,02	0,0369	0,3860	29,4180	0,0235
1,04	0,0365	0,4015	29,4180	0,0233
1,06	0,0360	0,4140	29,4180	0,0229
1,08	0,0355	0,4222	29,4180	0,0226
1,1	0,0350	0,4257	29,4180	0,0223
1,3	0,0304	0,4040	29,4180	0,0193
1,5	0,0278	0,3654	29,4180	0,0177
1,7	0,0260	0,3302	29,4180	0,0165
1,9	0,0247	0,3012	29,4180	0,0157
2,1	0,0236	0,2772	29,4180	0,0151
2,3	0,0228	0,2572	29,4180	0,0145
2,5	0,0219	0,2398	29,4180	0,0139
2,7	0,0217	0,2254	29,4180	0,0138
2,9	0,0215	0,2154	29,4180	0,0137
3,1	0,0215	0,2062	29,4180	0,0137
3,3	0,0215	0,1973	29,4180	0,0137
3,5	0,0215	0,1901	29,4180	0,0137
3,7	0,0215	0,1832	29,4180	0,0137
3,9	0,0215	0,1782	29,4180	0,0137
4,1	0,0215	0,1749	29,4180	0,0137
4,3	0,0215	0,1715	29,4180	0,0137
4,5	0,0215	0,1681	29,4180	0,0137
4,7	0,0214	0,1648	29,4180	0,0137
4,9	0,0214	0,1614	29,4180	0,0137

L	22,41 m			
D	3,40 m			
$\epsilon$	17,00 °			
Hcone	5,56 m			
Smouille	119,70 m2			
<b>Element</b>	<b>Cône cylindrique : étage 1</b>			
X0	30,73 m			
Sref	9,08 m2			
Lref	3,40 m			
Xref	25,17 m			
Mach	C $N\alpha$	CA	Xcp	C $m\alpha$
0,5	0,0079	0,0244	-11,1381	-0,0848
0,6	0,0079	0,0238	-11,1426	-0,0848
0,7	0,0079	0,0233	-11,1471	-0,0848
0,8	0,0079	0,0228	-11,1499	-0,0848
0,9	0,0076	0,0224	-14,5956	-0,0893
0,92	0,0080	0,0223	-15,2559	-0,0950
0,94	0,0084	0,0222	-15,8597	-0,1008
0,96	0,0088	0,0221	-16,5228	-0,1075
0,98	0,0092	0,0221	-17,2250	-0,1151
1	0,0097	0,0220	-17,8592	-0,1228
1,02	0,0097	0,0219	-17,9954	-0,1233
1,04	0,0097	0,0218	-18,1314	-0,1238
1,06	0,0097	0,0217	-18,2671	-0,1243
1,08	0,0097	0,0217	-18,4026	-0,1248
1,1	0,0097	0,0216	-18,5378	-0,1253
1,3	0,0128	0,0209	-0,0545	-0,0948
1,5	0,0148	0,0203	18,9736	-0,0270
1,7	0,0177	0,0198	18,5164	-0,0346
1,9	0,0206	0,0194	18,1877	-0,0423
2,1	0,0229	0,0190	17,5510	-0,0514
2,3	0,0248	0,0185	16,6533	-0,0620
2,5	0,0266	0,0182	15,8790	-0,0727
2,7	0,0284	0,0179	15,2042	-0,0833
2,9	0,0302	0,0175	14,6110	-0,0939
3,1	0,0308	0,0174	14,1488	-0,1000
3,3	0,0302	0,0171	13,7539	-0,1015
3,5	0,0296	0,0168	13,3428	-0,1031
3,7	0,0290	0,0167	12,9145	-0,1046
3,9	0,0284	0,0165	12,4678	-0,1062
4,1	0,0278	0,0163	12,1780	-0,1062
4,3	0,0272	0,0164	12,0553	-0,1047
4,5	0,0265	0,0162	11,9267	-0,1033
4,7	0,0259	0,0163	11,7917	-0,1018
4,9	0,0252	0,0163	11,6499	-0,1004

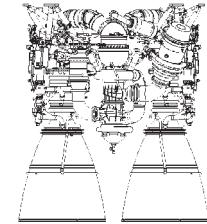
L (m)	1,12
Sculot (m2)	9,0792028
As (m2)	3,52
<b>Element</b>	<b>Culot</b>
<b>X0</b>	53,14 m
<b>Sref</b>	2 m2
<b>Lref</b>	- m
<b>Xref</b>	- m
<b>Mach</b>	- CA
0,5	0,4169
0,6	0,4364
0,7	0,4559
0,8	0,4809
0,9	0,5142
0,92	0,5198
0,94	0,5253
0,96	0,5337
0,98	0,5448
1	0,5559
1,02	0,5726
1,04	0,5893
1,06	0,6060
1,08	0,6226
1,1	0,6393
1,3	0,5865
1,5	0,4169
1,7	0,3085
1,9	0,2307
2,1	0,1640
2,3	0,1084
2,5	0,0528
2,7	0,0317
2,9	0,0106
3,1	0,0000
3,3	0,0000
3,5	0,0000
3,7	0,0000
3,9	0,0000
4,1	0,0000
4,3	0,0000
4,5	0,0000
4,7	0,0000
4,9	0,0000



## *Development and Characteristics of the Russian / American RD-180 Rocket Engine*

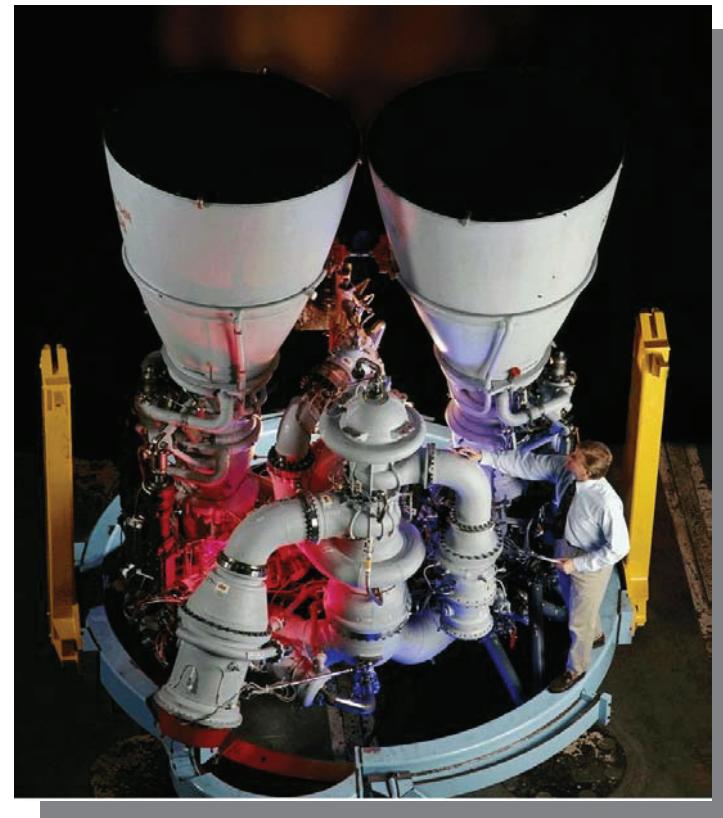


# *RD-180 Engine Characteristics*

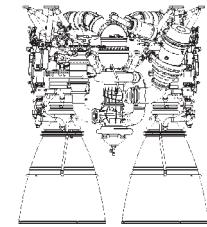


*Characteristics demonstrate heritage to RD-170*

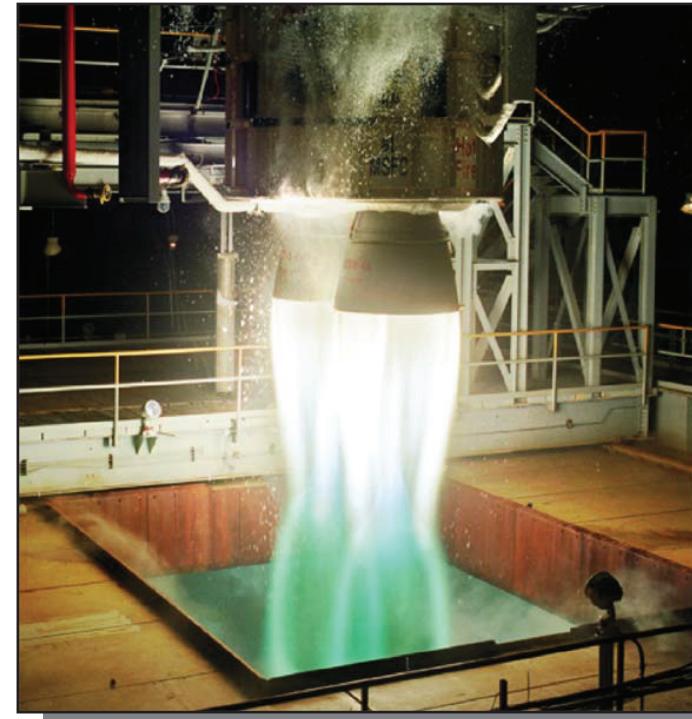
- Two chamber derivative of the RD-170
- Identical chambers, scaled turbopumps
- Staged combustion cycle - LOX rich PB
- LOX/kerosene propellants
- 2 thrust chambers (+/- 8° gimbal)
- LOX & fuel boost pumps
- Single shaft high pressure turbopump
  - 2 stage fuel pump
  - single stage LOX pump
  - single stage turbine
- Self contained hydraulic system (valves, TVC) powered with kerosene from fuel pump
- Hypergolic ignition



# *RD-180 Technical Data*

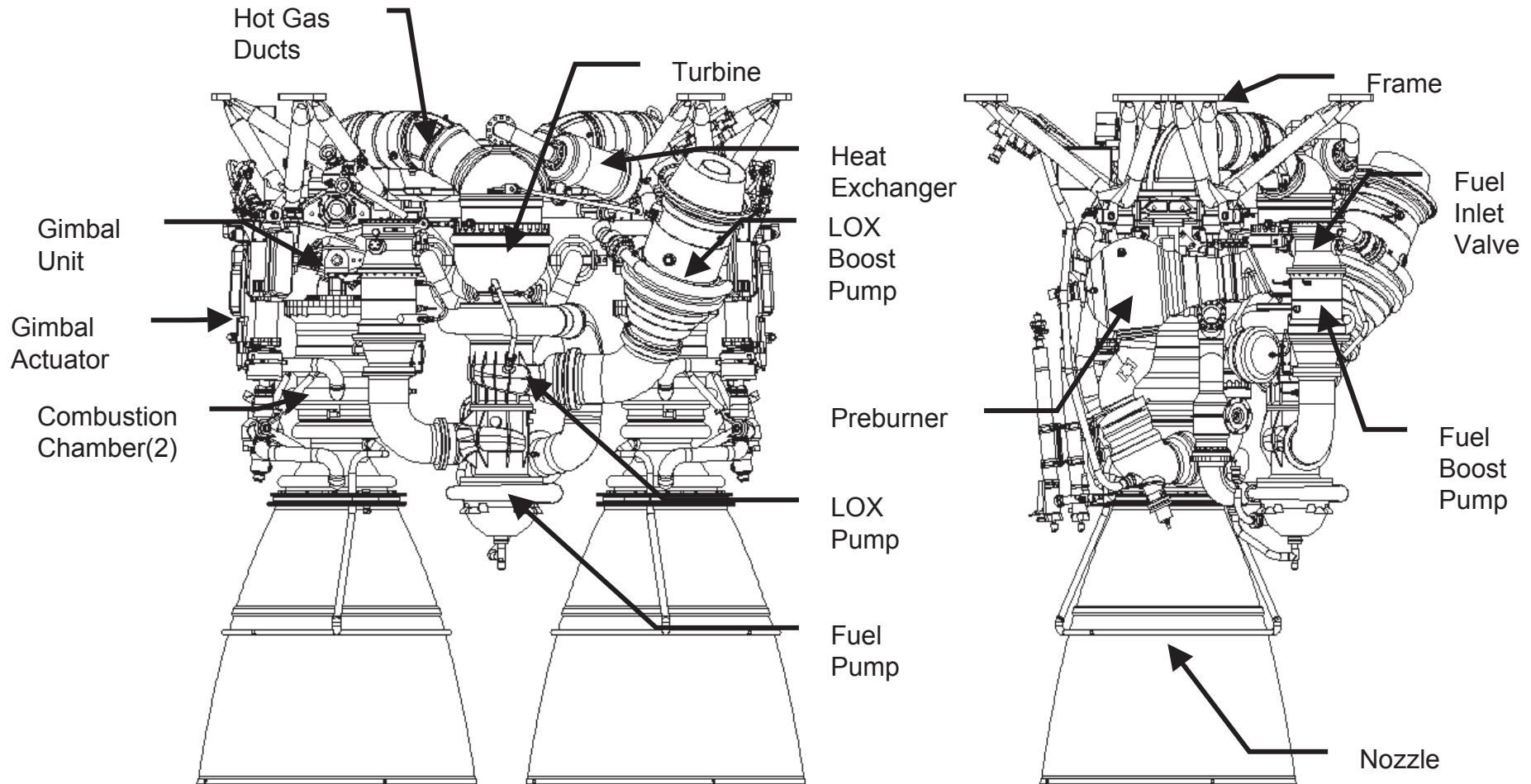
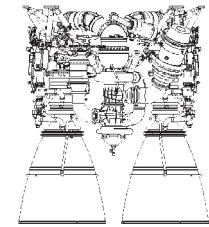


	<b>Full Power (100%)</b>	<b>Minimum Power (47%)</b>
<b>Chamber Pressure (psi)</b>	<b>3,722</b>	<b>1,755</b>
<b>Flow Rate (lb/s)</b>	<b>2,756</b>	<b>1,152</b>
<b>Total Sea Level Thrust (lb)</b>	<b>860,200</b>	<b>365,500</b>
<b>Total Vacuum Thrust (lb)</b>	<b>933,400</b>	<b>438,700</b>
<b>Sea Level Isp (sec)</b>	<b>311.9</b>	<b>278.7</b>
<b>Vacuum Isp (sec)</b>	<b>338.4</b>	<b>334.6</b>
<b>Mixture Ratio</b>	<b>2.72</b>	
<b>Nozzle Area Ratio</b>	<b>36.9</b>	
<b>Throat Area (in<sup>2</sup>)</b>	<b>67.5</b>	
<b>Engine Length (in)</b>	<b>141</b>	
<b>Circumscribed Exit Diameter (in)</b>	<b>124</b>	
<b>Single Nozzle Exit Diameter (in)</b>	<b>56.9</b>	
<b>Gimbal Angle</b>	<b>+/- 8 deg</b>	
<b>Weight, Dry (lb)</b>	<b>12,225</b>	
<b>Weight, Wet (lb)</b>	<b>13,260</b>	
<b>Thrust/Wt (Sea Level, with TVC )</b>	<b>70.4</b>	
<b>Thrust/Wt (Sea Level, No TVC )</b>	<b>74.5</b>	

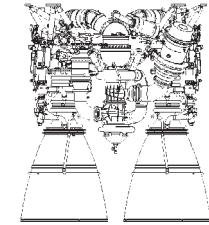


**Powerful and Dependable**

# *Overall Interface Drawing*

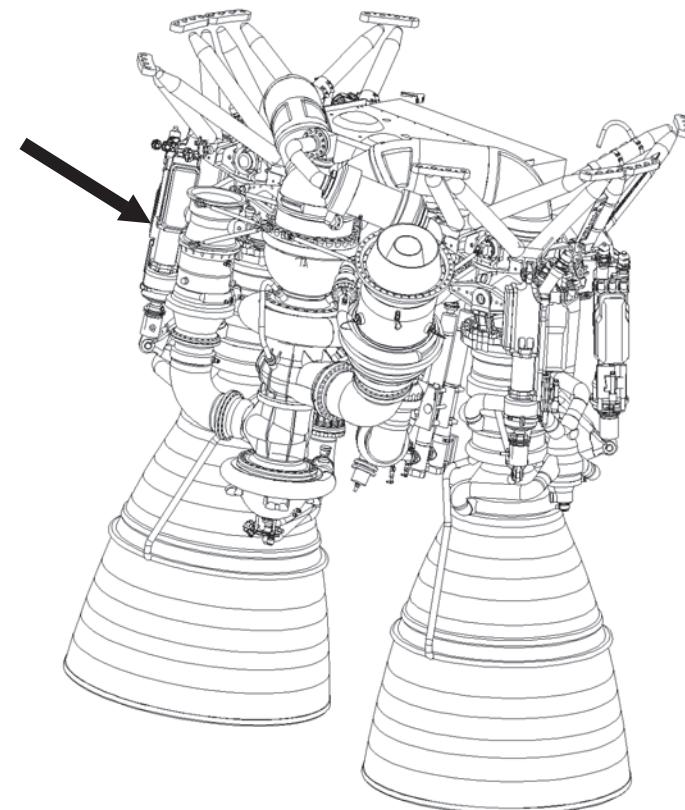


# *Multiple Bell Nozzle*

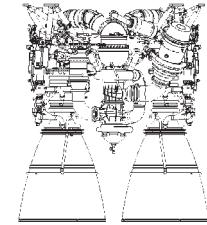


*Common use in Russian designs*

- *Multiple chambers allow*
  - faster gimbaling/smaller actuators
  - increased combustion stability margin
  - manufacturing efficiency
  - full 3-axis flight control without an auxiliary propulsion system for roll control
  - shorter engine length



# *Single Shaft Turbopump*



*Evolutionary heritage of proven concept*

- *Cycle implications:*
  - robust, repeatable start characteristics
  - both pumps spool up together - simple open loop control system for engine
  - low parts count (1 turbine)
  - low cost, high reliability
- *Sub-critical rotor operation:*
  - no vibratory resonance
- *High Capacity*
  - 750 lb/sec Fuel (6700 gal/min)
  - 2000 lb/sec LOX (12,600 gal/min)



Inducer  
Impeller

Shaft

Turbine  
Blisk

LOX pump/turbine  
rotor assembly