

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Ecole Nationale Polytechnique



المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
Ecole Nationale Polytechnique



Département de Génie Mécanique

Algerian Space Agency

Mémoire de projet de fin d'études

pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Génie Mécanique

Etude et modélisation d'un sous-système de propulsion d'un microsatellite

Ahmed Abdenour DJALEM

Anis MOUSSI

Sous la direction de Mr.Salah LARBI Professeur

Présenté et soutenu publiquement le 20 Juin 2017

Composition du Jury :

Président	Saïd Rechak	Professeur	ENP Alger
Promoteur	Salah LARBI	Professeur	ENP Alger
Co- Promoteur	A. BOUDJEMAI	Docteur	CDS Oran
Examineur	Yacine Belkacemi	Maître de Conférence- B	ENP Alger

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Ecole Nationale Polytechnique



المدرسة الوطنية المتعددة التقنيات
Ecole Nationale Polytechnique



Département de Génie Mécanique

Algerian Space Agency

Mémoire de projet de fin d'études

pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Génie Mécanique

Etude et modélisation d'un sous-système de propulsion d'un microsatellite

Ahmed Abdenour DJALEM

Anis MOUSSI

Sous la direction de Mr.Salah LARBI Professeur

Présenté et soutenu publiquement le 20 Juin 2017

Composition du Jury :

Président	Saïd Rechak	Professeur	ENP Alger
Promoteur	Salah LARBI	Professeur	ENP Alger
Co- Promoteur	A. BOUDJEMAI	Docteur	CDS Oran
Examineur	Yacine Belkacemi	Maître de Conférence- B	ENP Alger

ملخص:

الهدف من هذه الدراسة مكرس لتحديد المقاييس للنظام الفرعي للدفعي للساتل الصغير بالمدار المنخفض. وهي تتركز أساسا على كل من الفوهة ؛ و خزان الوقود بشكليته الأسطوانية و الكروي. استُعمل نوعين من التحاليل : تحليل شبه ثابت وتحليل ديناميكي ؛ لثلاثة أنواع من المواد المستخدمة. وقد تم اقتراح اثنين من التكوينات من أجل تحسين عمر النظام الفرعي الدفع. وتجدر الإشارة إلى أن النظام الفرعي للدفع هو عنصر حاسم في الساتل مقارنة بجميع الأنظمة الفرعية الأخرى التي تؤثر بشكل كبير على العمر المداري للساتل. من أجل تنفيذ هذه الدراسة، تم استخدام برامج Matlab و SolidWorks2016 و Ansys2016 في حساب وتصميم ومحاكاة النظام الفرعي للدفع.

الكلمات المفتاحية: النظام الفرعي؛ محاكاة رقمية؛ تحديد المقاييس ؛ التصميم.

Abstract:

The aim of this study is dedicated to the sizing of a micro-satellite sub-system at low attitude. It is focused mainly on cylindrical and spherical fuel tanks sizing and nozzle. Quasi static and dynamic analysis is achieved for three types of material used. Two configurations have been proposed in order to optimize the lifetime of the propulsion subsystem. It should be noted that the propulsion subsystem is a critical element of the satellite compared to all the other subsystems which affects significantly the orbital lifetime of the satellite. In order to carry out this study, Matlab, SolidWorks2016 and Ansys2016 softwares were used in calculation, design and simulation of the propulsion subsystem.

Keywords: Subsystem; Numerical simulation; Sizing; Conception.

Résumé :

Le travail présenté dans ce mémoire est relatif au dimensionnement d'un sous-système de propulsion d'un micro satellite à basse altitude. Il vise principalement le dimensionnement de réservoirs de carburant, de forme cylindrique et sphérique, et d'une tuyère. Deux types d'analyses ont fait l'objet de cette étude : une analyse quasi-statique et une analyse dynamique pour trois types de matériaux. Deux configurations ont été proposées afin d'optimiser la durée de vie du sous-système de propulsion. Notons que le sous-système de propulsion est un élément critique du satellite comparativement à l'ensemble des autres sous-systèmes compte tenu qu'il influe considérablement sur la durée de vie orbitale du satellite. Afin de mener à bien cette étude, les logiciels, Matlab, SolidWorks2016 et Ansys 2016 ont été utilisés pour les calculs, la conception et la simulation du sous-système objet de cette étude.

Mots clés : Sous-système ; Simulation numérique ; Dimensionnement ; Conception.

Remerciements

Avant de débiter ce mémoire, nous tenons à remercier l'équipe du Centre de Développement des Satellites (CDS) de l'Agence spatiale algérienne (ASAL), Monsieur le directeur DJEBOURI Djamel, pour nous avoir accepté en stage, et monsieur le chef du département de recherche en mécanique spatiale SI MOHAMMED Mohamed Arezki. Cette expérience fut pour nous très formatrice. Nous les remercions pour la confiance qu'ils nous ont accordée en nous laissant une certaine autonomie dans le travail.

Un grand merci à nos encadrateurs, le Professeur LARBI Salah, enseignant au département de génie mécanique à l'ENP et le Docteur BOUDJEMAI Abdelmadjid, chef de service de mécanique et propulsion, pour leurs disponibilités, leurs conseils, leur aide et leurs bonnes humeurs, et cela, même en cas de débordement.

Nos remerciements vont également au Professeur RECHAK Saïd et au Docteur BELKACEMI Yacine, enseignants au département de génie mécanique à l'ENP, d'avoir accepté de faire partie de notre jury.

Nous n'oublions pas toutes l'équipe du CDS (surtout BADIS Tarek et GUELAILIA Ahmed) pour nous avoir accueillis et permis d'effectuer notre stage dans les meilleures conditions durant les quatre derniers mois de l'année.

Dédicaces

A mes parents :

*Qui ont toujours été présents et qui ont œuvré pour ma réussite,
de par leur amour, leurs soutiens et tous les sacrifices qu'ils ont faits,
depuis ma venue au monde.*

A mes frères :

*Qui n'ont cessé d'être des exemples pour moi
et qui me soutiennent dans tous mes projets, en particulier **NABIL** mon jumeau,
qui m'a grandement aidé et fait de moi la personne que je suis maintenant.*

A toute ma famille :

*Pour leur soutien et leur aide, en particulier mon cousin **Hamza**,
qui est à l'hôpital et à qui je souhaite un bon rétablissement.*

A tous mes amis :


*Pour leur soutien, en particulier à mon binôme **Sid Ahmed**,
que je remercie beaucoup pour les bons moments partagés.*


*A tous mes enseignants et mes camarades de promotion de **Génie Mécanique**.*

Anis

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à :


 *Ma chère mère, qui m'a toujours soutenu et encouragé
du début de mon cursus jusqu'à ce jour.*

 *Mon père, qui m'a entouré tout le long de mon cursus
pour m'éclairer le chemin.*

 *Ma sœur Hanane qui a rejoint les cieux très tôt*

 *Mes frères (Hisham, Ishak, Amine et Malek)
et toute ma famille.*

 *Mes chers amis (surtout Chouaib et Billal)*

 *Mes enseignants et mes professeurs (Mr. Boukradini
Mr. Hayyoola, Mr. Rabhi, Mr. Balkacemi et Mr. Larbi)*

 *Mon Binôme Anis qui m'a supporté
pour une longue durée.*

"Sid Ahmed"

Table des matières

Liste des tables	
Liste des figures	
Nomenclature	
Introduction générale.....	15
Chapitre I : Architecture d'un satellite et environnement spatial	
I.1 Introduction.....	19
I.2 Architecture d'un satellite	19
I.2.1 Classification des satellites	19
I.2.2 Les orbites	21
I.2.3 Mort d'un satellite	23
I.2.4 Satellite ALSAT-1	24
I.2.4.1 Mission d'ALSAT-1	24
I.2.4.2 Caractéristique d'ALSAT-1	24
I.2.4.3 Lancement d'ALSAT-1	26
I.3 Environnement spatial	26
I.3.1 Perturbations orbitale.....	26
I.3.2 Radiations.....	27
I.3.3 Débris et météorites.....	28
I.3.3.1 Débris.....	28
I.3.3.2 Météorite	29
I.3.4 Oxygène atomique	29
I.3.5 Environnement thermique	29
I.3.6 Contraintes dues au lanceur	32
I.3.7 Salle blanche	33
I.3.8 Contraintes dues au fonctionnement	34
Chapitre II : Dimensionnement du sous système de propulsion	
II.1 Introduction	36
II.2 Classification des différents types de propulsion	36
II.2.1 Propulsion électrique	36
II.2.2 Propulsion chimique	37

II.3 Choix et dimensionnement des organes du sous système.....	39
II.3.1 Réservoir	39
II.3.2 Tuyère	46
II.3.2.1 Principe de fonctionnement	46
II.3.2.2 Types de tuyères	46
II.3.2.3 Dimensionnement	47
II.4 Analyse statique	51
II.4.1 Conditions limites	51
II.4.1.1 Réservoir.....	51
II.4.1.2 Tuyère	52
II.4.2 Maillage	53
 Chapitre III : Résultats et discussions	
III.1 Simulation pour l'analyse statique.....	64
III.1.1 Tableau récapitulatif	87
III.1.2 Analyse des résultats.....	88
III.2 Analyse dynamique.....	89
III.2.1 Analyse modale.....	90
III.2.1.1 Simulation.....	91
III.2.1.2 Analyse des résultats	94
III.2.2 Analyse harmonique	97
III.2.2.1 Simulation	98
III.2.2.2 Analyse des résultats	109
III.2.3 Analyse vibratoire aléatoire	109
III.2.3.1 Tableau récapitulatif	110
III.2.3.2 Analyse des résultats	111
III.3. Conclusion.....	112
Conclusion générale	114
Références bibliographiques.....	117
Annexe : Programmes Matlab	120

Liste des tableaux

Tableau I.1. Classement des satellites suivant leurs poids.....	20
Tableau II.1. Tableau comparatif entre les propulseurs chimiques et électriques.....	38
Tableau II.2. Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite FireSat II.....	41
Tableau II.3. Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite Deimos-1	41
Tableau II.4. Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite objet de notre étude ..	41
Tableau II.5. Différent type de matériaux et leurs caractéristiques.....	42
Tableau II.6. Epaisseurs de réservoirs sphériques et cylindriques	43
Tableau II.7. Le tableau représente les exigences structurelles de cinq lanceurs différents durant la phase de lancement	51
Tableau II.8. Cas possibles d'accélération pour le lanceur PSLV.....	52
Tableau III.1. Valeurs d'analyse statique en phase de lancement	87
Tableau III.2 Valeurs d'analyse statique en phase de fonctionnement.....	87
Tableau III.3 Fréquences générées par le lanceur PSLV Lors du décollage de la fusée	90
Tableau III.4 Fréquences relatives aux réservoirs et à la tuyère données par l'analyse modale	94
Tableau III.5. Valeurs des vibrations harmoniques du lanceur PSLV.....	97
Tableau III.6. Accélération en g pour différentes fréquences du lanceur PSLV.....	110
Tableau III.7. Valeurs d'analyse vibratoire aléatoire.....	111

Liste des figures

Figure I.1 : Catégories de trajectoires de satellites	21
Figure I.2 : Différentes trajectoires d'orbites	22
Figure I.3 : Parcours du satellite dans l'orbite GTO	23
Figure I.4 : Orbite spatiale HEO	23
Figure I.5 : Architecture d'ALSAT- 1	25
Figure I.6 : Imageur d'ALSAT- 1.....	25
Figure I.7 : Photo montrant le lancement d'ALSAT- 1.....	26
Figure I.8 : Image de particules en mouvement provenant du rayonnement cosmique et entourant la terre à une altitude de 500 à 40 000 km	27
Figure I.9 : Image montrant les radiations autour de la terre	27
Figure I.10 montre une image de débris gravitant autour de la terre.....	28
Figure I. 11 : Différents échanges thermiques entre un satellite et son environnement spatial.....	30
Figure I. 12 : Photo montrant la pose du Milor (revêtement thermique du satellite).....	31
Figure I.13 : Spécifications de températures de quelques équipements du satellite SPOT 4	32
Figure I.14 : Photo du lanceur Ariane 5 ES, Vol 205.....	33
Figure I.15 : Photo du satellite Chinasat 9 avec déploiement d'antennes.....	34
Figure II.1. Schéma de principe de la propulsion chimique.....	37
Figure II.2. Propulseur d'Alsatsat-1.....	39
Figure II.3. Système de propulsion d'Alsatsat-1.....	39
Figure II.4. Conception du réservoir cylindrique.....	44
Figure II.5. Conception du réservoir sphérique.....	45
Figure II.6. Canal de post combustion.....	47
Figure II.7. Variation de la force de poussée (F) en fonction du nombre de Mach (Me) pour différentes valeurs de pression	49
Figure II.8. Conception de la tuyère.....	50

Figure II.9. Maillage utilisé pour les réservoirs et la tuyère.....	54
Figure II.10. Maillage final utilisé pour les réservoirs et la tuyère.....	55
Figure II.11. Élément solide SOLID185.....	55
Figure II.12. Élément solide SURF154.....	56
Figure II.13. Représentation du réservoir cylindrique sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées.....	57
Figure II.14. Distributions de température dans la tuyère d'ALST1.....	58
Figure II.15. Distributions de pression dans la tuyère d'ALST1.....	58
Figure II.16. Distributions de pression dans la tuyère d'ALSTI.....	59
Figure II.17. Distributions de température dans la tuyère d'ALSTI.....	59
Figure II.18. Distributions de température suivant la coordonnée, x, de la tuyère objet de notre étude	60
Figure II.19. Distributions de pression suivant la coordonnée, x, de la tuyère objet de notre étude.....	60
Figure II.20. Distributions de pression dans la tuyère objet de notre étude.....	61
Figure II.21. Distributions de température dans la tuyère objet de notre étude.....	61
La figure II.22 donne la représentation de la tuyère sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées pour les paramètres mécaniques	62
Figure III.1. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Aluminium	65
Figure III.2. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Acier Inoxydable	66
Figure III.3. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Titane	67
Figure III.4. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Aluminium	68
Figure III.5. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Acier Inoxydable	69
Figure III.6. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Titane	70

Figure III.7. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Aluminium	71
Figure III.8. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Acier Inoxydable	72
Figure III.9. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Titane	73
Figure III.10. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas de réservoir d'Alsats-1	74
Figure III.11. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas de la tuyère d'Alsats-1	75
Figure III.12. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Aluminium	76
Figure III.13. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Acier Inoxydable	77
Figure III.14. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Titane	78
Figure III.15. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Aluminium pour la phase 2	79
Figure III.16. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Acier Inoxydable pour la phase 2	80
Figure III.16. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Titane pour la phase 2	81
Figure III.17. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Aluminium pour la phase 2	82
Figure III.18. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Acier Inoxydable pour la phase 2	83
Figure III.19. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Titane pour la phase 2	84
Figure III.20. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas du réservoir d'Alsats-1 pour la phase 2	85
Figure III.21. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et aux contraintes pour le cas de la tuyère d'Alsats-1 pour la phase 2	86
Figure III.22. Schématisation de l'analyse dynamique	89

Figure III.23. Les trois premiers modes du réservoir cylindrique	91
Figure III.24. Les trois premiers modes du réservoir sphérique	92
Figure III.25. Les trois premiers modes de la tuyère	93
Figure III.26. Graphe représentant les six premiers modes pour les réservoirs cylindriques ..	94
Figure III.27. Graphe représentant les six premiers modes pour les réservoirs sphériques.....	95
Figure III.28. Graphe représentant les six premiers modes pour le réservoir d'ALSAT 1.....	95
Figure III.29. Graphe représentant les six premiers modes pour la tuyère	96
Figure III.30. Graphe représentant les six premiers modes pour la tuyère d'ALSAT1	96
Figure III.31. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Aluminium	98
Figure III.32. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Acier Inoxydable	99
Figure III.33. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Titane	100
Figure III.34. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Aluminium	101
Figure III.35. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Acier Inoxydable	102
Figure III.36. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Titane	103
Figure III.37. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Aluminium	104
Figure III.38. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Acier Inoxydable	105
Figure III.39. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Titane.....	106
Figure III.40. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir d'Alsats-1	107
Figure III.41. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère d'Alsats-1	108

Nomenclature

Symboles :

F : Force de poussée, [N] ;

F_{ext} : Force externe, [N] ;

F_e : Force d'éjection, [N] ;

V_e : Vitesse d'éjection, [m/s] ;

I_{sp} : Impulsion spécifique, [s] ;

m_i : Masse initiale du satellite, [kg] ;

m_f : Masse finale du satellite, [kg] ;

m_p : Masse d'ergol, [kg] ;

ΔV : Incrément de vitesse obtenu au cours de la mission du satellite, [m/s] ;

e : Epaisseur du réservoir, [m] ;

f_0 : Facteur de sécurité ;

σ : Limite d'élasticité [Pa] ;

r : Rayon du réservoir, [m] ;

V : Volume du réservoir, [m³] ;

A_e : Surface d'éjection de la tuyère, [m²] ;

A^* : Surface au niveau du col de la tuyère, [m²] ;

γ : Coefficient adiabatique ;

M_e : Nombre de Mach à l'extérieur de la tuyère ;

T_e : Température d'éjection de la tuyère, [K] ;

T^* : Température au niveau du col, [K] ;

T_c : Température à l'entrée de la tuyère, [K] ;

P_e : Pression d'éjection de la tuyère, [Pa] ;

P_c : Pression à l'entrée de la tuyère, [Pa] ;

P_0 : Pression ambiante, [Pa] ;

\dot{m} : Débit massique, [Kg/s] ;

Abréviations :

CDS: Centre de développement des satellites ;

ASAL: Agence Spatiale Algérienne;

LEO: Low Earth Orbit;

MEO: Medium Earth Orbit;

GEO: Geostationary Earth Orbit;

GTO: Geostationary Transfer Orbit;

HEO: Hyperbolic Earth Orbit;

TREE: Transient Radiation Effects on Electronics.

Introduction générale

Introduction générale

Le début de l'exploration de l'espace a marqué considérablement ces cinq dernières décennies par l'émergence d'une nouvelle branche industrielle, aux applications et perspectives entièrement nouvelles, voire révolutionnaires, ouvrant ainsi la voie à d'énormes progrès au sein de notre société. En effet, l'exploitation de l'espace a permis d'améliorer considérablement nos moyens de communication, de détection et, en un mot, notre mode de vie.

La naissance de l'aéronautique signifiait pour un grand nombre d'entre nous la réalisation d'un des plus grands rêves de l'humanité, poser le pied sur la lune, fascinant et mystérieux rêve 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 aller explorer les confins de notre univers...

*Bien qu'il soit difficile de déterminer la base de l'élaboration des fusées sur le plan historique, plusieurs documents indiquent que, **bien avant le 19^{ème} siècle**, le peuple chinois utilisait déjà un système de propulsion de ce type. Lors de la bataille de Kai-Keng, les chinois ont repoussé les mongols grâce à une forme rudimentaire de fusées à carburant solide appelées « flèches de feu » [1].*

Au début du 20^{ème} siècle, Constantin Tsiolkovsky, dans son livre « l'exploration de l'espace cosmique par des engins à réaction » (1903), a donné les bases nécessaires de fuséologie pour échapper à la gravité terrestre et envoyer un objet dans l'espace [2].

*Ce n'est que **pendant et après la seconde guerre mondiale** que les technologies de propulsion se sont grandement améliorées : la fusée V2, utilisée par les Allemands de 1943 à 1945, a servi plus tard de base pour les premières fusées soviétiques. En effet, son système de propulsion permettait d'atteindre de très hautes altitudes [3].*

*Alimenté principalement par les **tensions politiques** de la guerre froide et la **course à l'espace**, le développement des systèmes de propulsion **explose** dans la deuxième moitié du 20^{ème} siècle. Toujours plus puissants, les évolutions des missiles atteignaient des altitudes de plus en plus grandes, pour finalement quitter la Terre : héritier du V2, la fusée soviétique R-7 Semyorka envoie le premier satellite artificiel le 4 octobre 1957 [4].*

Ces évolutions se prolongeront pendant la fin du 20^{ème} siècle, avec notamment le système de propulsion ultra puissant de la navette spatiale américaine.

Il est à souligner que cette amélioration des technologies a surtout porté sur les techniques de l'armement : l'avènement de la dissuasion nucléaire par le développement des bombes atomiques puis des bombes à hydrogène a naturellement été conditionné par la maîtrise de ces

réactions nucléaires, mais elle n'aurait finalement pas pris l'ampleur actuelle si la menace ne pesait pas sur tous les moindres recoins de notre planète : les missiles stratégiques peuvent atteindre n'importe quand et n'importe quel endroit, grâce aux progrès effectués dans le domaine de la propulsion et également à l'efficacité des satellites de surveillance et d'espionnage, outils indispensables à la mise en œuvre de l'arme nucléaire stratégique[5].

La conception d'un système spatiale est une tâche très complexe qui relève d'expertises dans différents domaines de compétence à savoir : le calcul de structure, la thermique, la propulsion, etc...

L'orbite d'un satellite autour de la terre est perturbée en permanence par différents facteurs, tels les forces ou les couples perturbateurs pouvant l'écarter de son orbite et agissant sur son attitude (orientation). La dérive de la position du satellite peut compromettre la mission, voire mené à une collision ou à une chute dans l'atmosphère. Les opérations de maintien à poste consistent donc à effectuer une mesure précise de la trajectoire du satellite puis à utiliser ses propulseurs pour corriger sa dérive. D'autres manœuvres orbitales tels que le passage d'une orbite à une autre (transfert d'orbite) ou la désorbitation pour un satellite en fin de vie opérationnelle sont également assurées par le système propulsif. Pour se placer sur une orbite, le satellite, a besoin de moteurs de propulsion et d'ergols.

La conception d'un sous-système de propulsion avec de bonnes performances, nécessite la compréhension et la maîtrise des phénomènes ayant lieu dans les différents composants du sous-système tels que les réservoirs, la tuyère, la chambre de combustion et le système de commande d'ouverture et de fermeture des vannes.

Le mémoire est structuré en trois chapitres principaux. Le premier chapitre est relatif à la description de l'architecture d'un satellite et de son environnement spatial où sont décrites les différentes missions et les types de satellites afin d'avoir une meilleure connaissance sur la configuration que nous allons étudier, avec des conditions extrêmes auxquelles le satellite est soumis.

Le deuxième chapitre est consacré au dimensionnement de quelques organes du sous système de propulsion en l'occurrence : les réservoirs de stockage du carburant ergol et la tuyère. Le dimensionnement a été établi sur la base de formules et lois de la mécanique spatiale pour le réservoir et la gazodynamique pour la tuyère.

Le troisième chapitre concerne les résultats obtenus dans le cadre de ce mémoire ainsi que leur discussion. Ces résultats sont relatifs principalement à l'analyse du comportement du sous système de propulsion en termes de contraintes, de déplacements et de déformations pour trois différents matériaux.

Le mémoire se termine par une conclusion générale mettant en relief la synthèse des travaux et des résultats obtenus ainsi que les perspectives, éventuelles, à envisager pour d'autres études ultérieures.

Chapitre I :
Architecture d'un Satellite
Et d'un Environnement Spatial

Chapitre I : Architecture d'un satellite et d'un environnement spatial

I.1.Introduction [6] :

Ces cinquante dernières années ont vu l'émergence d'une nouvelle branche industrielle, aux applications et perspectives entièrement nouvelles, voir révolutionnaires. Cette branche a ouvert la voie à d'énormes progrès au sein de notre société. En effet, l'exploration de l'espace et son exploitation ont permis d'améliorer considérablement nos moyens de communication et de détection en influant considérablement sur tout notre mode de vie.

Cette amélioration des technologies a également porté sur les techniques d'armement. L'avènement de la dissuasion nucléaire suite au développement des bombes atomiques puis des bombes à hydrogène a naturellement été conditionné par la maîtrise de ces réactions nucléaires. Cette dissuasion n'aurait pas pris l'ampleur actuelle si la menace ne pesait pas sur l'ensemble de notre planète : les missiles stratégiques peuvent atteindre n'importe quel endroit de la planète grâce aux progrès effectués dans le domaine de la propulsion et également à l'efficacité des satellites de surveillance et d'espionnage, outils indispensables à la mise en œuvre de l'arme nucléaire stratégique.

Le lancement des premiers satellites de cartographie ou de climatologie, de même que l'envoi de sondes vers les autres planètes de notre système solaire ont révélé à quel point notre Terre était unique et vulnérable. Ainsi, nous ne pouvons certainement pas nous attendre à explorer dans un avenir proche d'autres planètes propices à la vie, ce qui nous contraint à préserver notre environnement et notre climat.

Le satellite, une fois mis en orbite, est soumis à des conditions extrêmes qui pourront le faire dévier de son orbite, c'est la raison pour laquelle le rajout d'un sous-système de propulsion au satellite est nécessaire dans le souci de corriger son altitude pour pouvoir mener à bien sa mission.

I.2. Architecture d'un satellite:



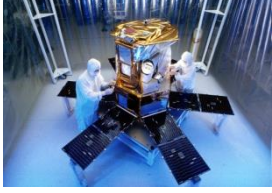


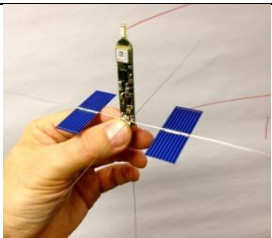
I.2.1.Classification des satellites :

La conception d'un satellite se fait à partir de la mission qu'on veut lui donner. Pour le cas des micros satellites, ils sont généralement envoyés pour accomplir les différentes missions :

- télécommunications ;
- observation de la terre
- recherche scientifique ;
- entraînement académique ;
- démonstration technologique.

Généralement, les satellites, de par leurs missions et leur positionnement sur orbite, sont classés selon leur poids. On peut les regrouper en sept catégories principales. Le tableau I.1 montre le classement des satellites.

Tableau I.1. Classement des satellites suivant leurs poids [7][8].

Classe	Masse	Coût	Image
Grand satellite	A partir de 1 tonne	A partir de 150 millions €	
Moyen satellite	500 kg à 1 tonne	50 à 150 millions €	
Mini satellite	100 à 500 kg	10 à 40 millions €	
Micro satellite	10 à 100kg	3 à 8 millions €	
Nano satellite	1 à 10kg	300 000 à 2 millions €	
Pico satellite	Inférieur à 1kg	Inférieur à 300 000 €	

I.2.2. Les orbites [9] [10]:

La variété des missions spatiales dédiées aux satellites exige l'utilisation de nombreuses trajectoires.

Déterminées par la vitesse communiquée au point d'injection P (correspondant au moment où le lanceur se sépare du satellite), ces trajectoires se divisent en trois catégories suivant la vitesse du satellite:

- si la vitesse du satellite est trop faible, il y aura donc chute du satellite pendant sa rotation ;
- si la vitesse du satellite est égale à la vitesse de satellisation, son mouvement sera alors circulaire autour de la terre (trajectoire 1 sur la figure I.1). Si la vitesse est légèrement supérieure, sa trajectoire sera alors elliptique (trajectoire 2 sur la figure I.1) ;
- si le satellite atteint la vitesse de libération, alors ce dernier se verra quitter son orbite et aller à un voyage sans retour dans l'espace (trajectoire 3 et 4).

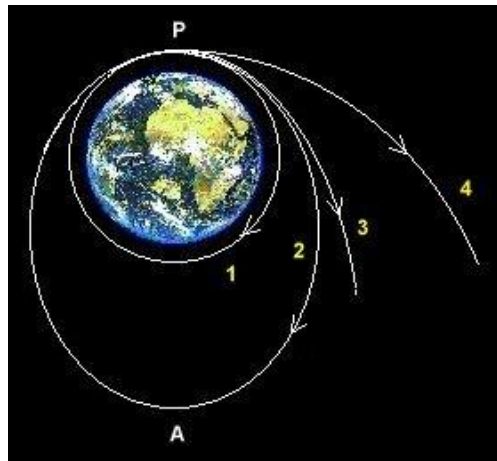


Figure I.1 : Catégories de trajectoires de satellites.

Il existe cependant plusieurs types d'orbites (cf. figure I.2) selon leur inclinaison par rapport à la terre :

- une trajectoire à 90° par rapport à l'équateur est dite **Polaire** ;
- une trajectoire différente à 90° est dite **Inclinée** ;
- une trajectoire à 0° par rapport à l'équateur est dite **Equatoriale**.

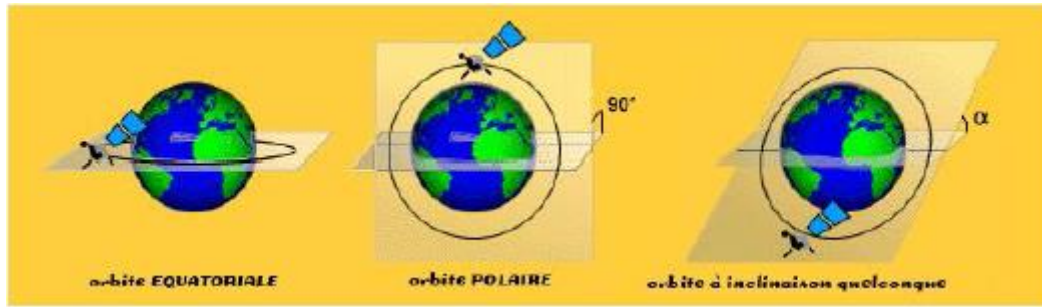


Figure I.2 : Différentes trajectoires d'orbite.

Les principales orbites terrestres utilisées sont:

- **LEO Low Earth Orbit :**

L'orbite LEO est considérée comme une orbite circulaire basse et son altitude varie de 250 à 1500 km. Les satellites envoyés vers cette orbite ont généralement pour mission : l'observation de la terre, les communications et le téléphone.

- **MEO Medium Earth Orbit :**

L'orbite MEO, est considérée comme une orbite circulaire moyenne, son altitude varie de 10000 à 30000km. Les satellites envoyés vers cette orbite ont généralement pour mission : les télécommunications et les lissions scientifiques.

- **GEO Geostationary Earth Orbit :**

L'orbite GEO, est considérée comme une orbite circulaire géostationnaire, son altitude est de 35786 km. Cette orbite se caractérise par l'absence de rotation du satellite autour de la terre, c'est-à-dire la vitesse relative entre le satellite et un point sur la terre est égale à zéro. Les satellites envoyés vers cette orbite ont généralement pour mission : le téléphone, la radio, la Télévision, les communications, l'internet, la météo et les missions militaires (espionnage).

- **GTO Geostationary Transfer Orbit :**

Le satellite démarre à partir du périégée de la terre (200 à 1000 km d'altitude). Pendant sa rotation autour de la terre, le satellite atteint l'apogée (35786 km).

La figure I.3 montre le parcours du satellite dans l'orbite GTO.

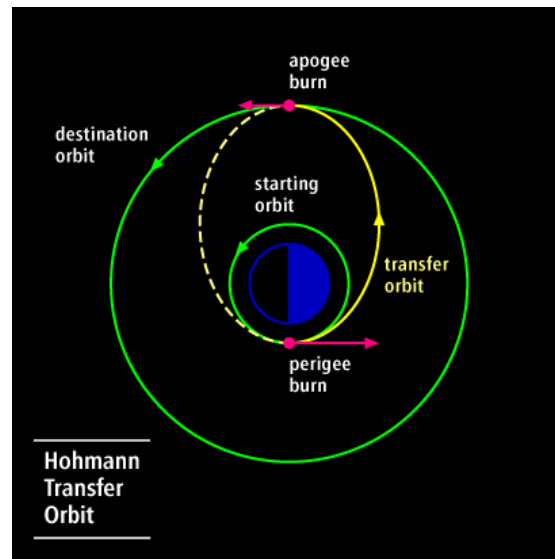


Figure I.3 : Parcours du satellite dans l'orbite GTO.

- **HEO Hyperbolic Earth Orbit :**

L'orbite HEO, n'est pas vraiment considérée comme une orbite circulaire, son altitude peut atteindre plusieurs millions de kilomètres. Le but d'envoi de ces satellites vers cette orbite est d'ordre planétaire, c'est-à-dire des missions à but scientifique. La figure I.4 montre une orbite spatiale HEO.

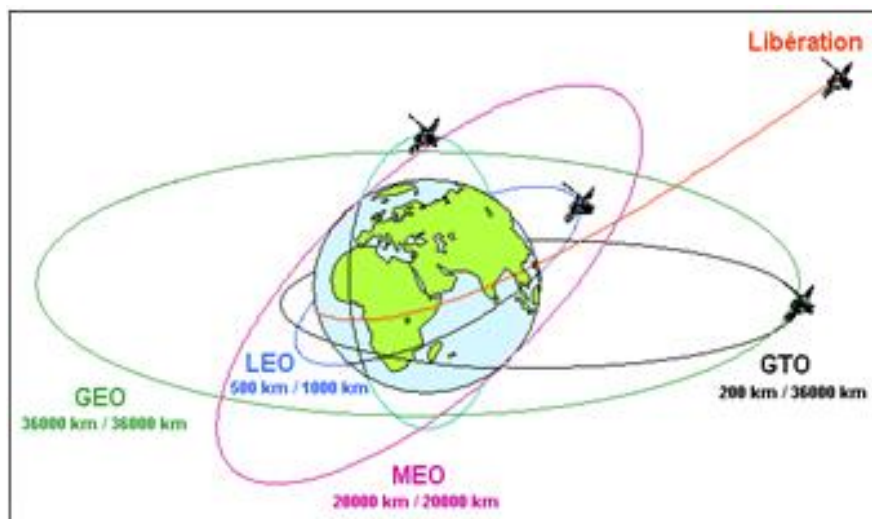


Figure I.4 : Orbite spatiale HEO.

I.2.3. Mort d'un satellite :

La durée de la mission du satellite, c'est-à-dire sa durée de vie, est programmée avant même qu'il ne soit construit. C'est un paramètre qui est pris en considération lors de sa conception. On distingue :

- **la « mort subite » :**

Elle correspond à la perte d'une pièce essentielle du satellite ce qui rendrait sa commande pratiquement impossible.

- **La « mort anticipée » :**

La mort anticipée signifie que le satellite continue à fonctionner mais n'assure pas sa mission correctement, ce qui le rend par conséquent inutile.

- **la « mort programmée » :**

Une fois que les ressources du satellite vont être épuisées, le retrait de service du satellite sera programmé.

I.2.4. Satellite ALSAT- 1 :

I.2.4.1. Mission d'ALSAT-1 :

Dans le cadre de la DMC (Disaster Monitoring Constellation), cinq microsattelites ont été lancés, et ALSAT-1 en faisait partie [11]

La mission d'ALSAT-1 est de fournir des images multi spectrales de résolution moyenne dont le but est de surveiller les catastrophes naturelles.

I.2.4.2. Caractéristiques d'ALSAT-1 :

ALSAT-1 fait partie de la nouvelle génération de satellites. Il est doté d'une grande capacité de commande et une liaison descendante à haut débit, afin de contenir les composants électroniques. Sa structure est composée de modules standards de SSTL de tailles différentes (aluminium usiné). La figure I.5 montre l'architecture d'ALSAT- 1.

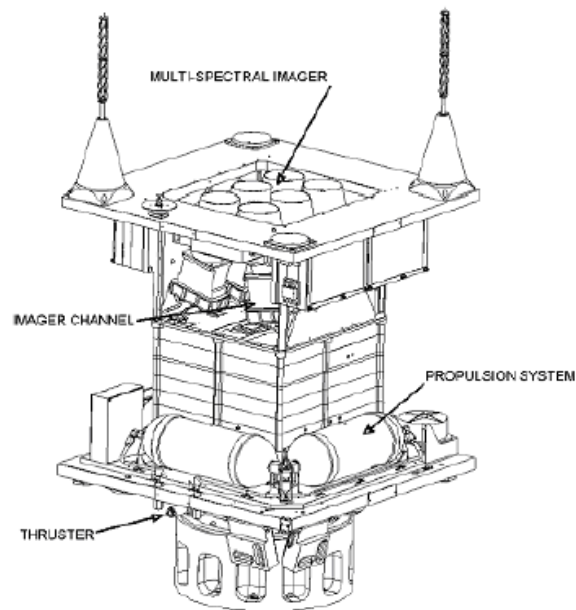


Figure I.5 : Architecture d'ALSAT- 1.

La figure I.6 montre l'imager d'ALSAT- 1.



Figure I.6 : Imageur d'ALSAT- 1

La plateforme du microsatellite ALSAT-1 a les caractéristiques suivantes :

- dimensions : 0.6m*0.6m*0.6m ;
- panneaux solaires fournissant une puissance totale de 60 W ;
- masse totale : 90Kg ;
- système de propulsion à butane ;
- communication (Radio Fréquences) : Une mémoire de stockage de type SSDR de 1 Gbit est utilisée pour stocker les images.

I.2.4.3. Lancement d'ALSAT-1 :

Le 28 novembre 2002, dans la base de lancement Russe de Plesetsk, a eu le lancement du lanceur Cosmos-3M. La figure I.7 montre une photo du lancement d'ALSAT- 1.



Figure I.7 : Photo montrant le lancement d'ALSAT- 1[12]

I.3. Environnement spatial :

Les revêtements du satellite sont exposés à des contraintes mécaniques et thermiques ; particulièrement ceux de l'environnement spatial, tel que les radiations solaires, les débris et météorites, oxygène atomique. Dans ce qui suit, nous allons examiner les différents facteurs influant sur le satellite pour le dévier de son orbite.

I.3.1. Perturbations orbitales :

En orbite, il existe plusieurs particules chargées avec des énergies moyennes (de quelques keV à une dizaine de KeV) induisant par conséquent le chargement des satellites. Ainsi, le risque électrostatique existe. Lors de la conception du satellite, ce risque est pris en considération. La conception des systèmes et sous-systèmes du satellite est réalisée afin de pouvoir résister à ces décharges électrostatiques.

La figure I.8 montre une image de particules en mouvement provenant du rayonnement cosmique et entourant la terre à une altitude de 500 à 40 000 km.

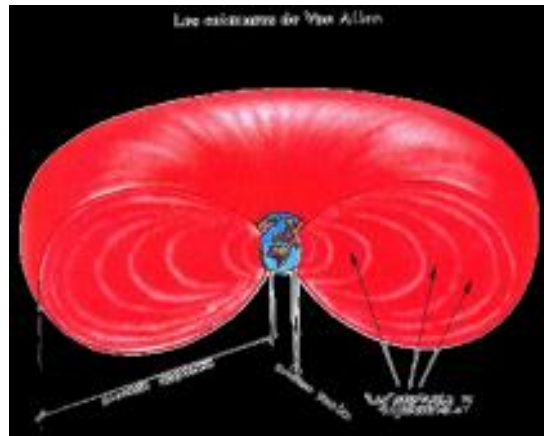


Figure I.8 : Image de particules en mouvement provenant du rayonnement cosmique et entourant la terre à une altitude de 500 à 40 000 km [13]

I.3.2. Radiations :

Les satellites baignent dans un environnement de large diversité de particules dans un spectre d'énergie très grand [14].

On appelle "effet de dose" quand l'énergie déposée tout au long de la mission entraîne des effets au niveau de la physique des matériaux constituant les composants électroniques et se traduisant par la dérive de leurs paramètres électriques.

Au cours d'une mission, il y a une probabilité non nulle qu'un ion interagisse avec un composant électronique déjà dégradé par la dose ionisante.

Le phénomène de « filament » conducteur peut se créer à cause du passage d'une particule unique dans le composant ce qui donne un bref court-circuit positionné en un seul point, puis un changement d'état de la sortie de l'application.

La figure I.9 montre les radiations autour de la terre.

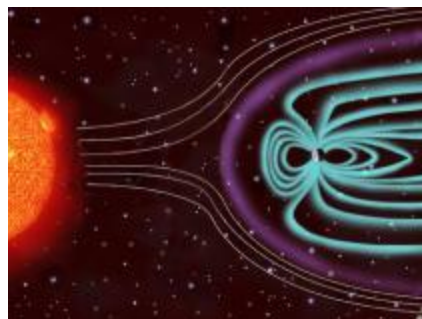


Figure I.9 : Image montrant les radiations autour de la terre.

La fiabilité des systèmes spatiaux vis à vis des radiations repose sur l'utilisation de technologies éprouvées et sur une méthodologie de test rigoureuse.

L'exposition des satellites à un événement d'origine militaire induit par l'explosion exo atmosphérique d'une arme nucléaire (Flash Fort de Débit de Dose) est causée par l'irradiation combinée des différentes composantes de l'environnement naturel spatial. Le « Flash Fort de Débit de Dose » induit l'apparition d'une quantité suffisante de paires électron-trou dans le silicium qui va permettre l'apparition de photo-courants dans les transistors.

Le phénomène « TREE » (Transient Radiation Effects on Electronics) correspond aux photo-courants collectées dans les zones de charge d'espace des dispositifs électroniques. Un événement transitoire est observé à la sortie des applications.

I.3.3. Débris et météorites :

I.3.3.1. Débris :

A partir de 300km d'altitude, il est possible de trouver des obstacles qui freinent le satellite (ou le mette hors service) sur son orbite [15].

Depuis la conquête de l'espace, le nombre de débris artificiels (satellites ou débris de satellites) ne fait qu'augmenter. Actuellement, on dénombre près de 12500 débris de moins de 10 cm, 300 000 entre 1 et 10 cm, et 35 millions de 1 mm à 1 cm.

Ces débris constituent une véritable menace pour un satellite. Connaissant la vitesse relative des deux (jusqu'à 20km/s), un simple débris de quelques centimètres pourrait mettre hors service un satellite.

C'est suite à l'accident entre un fragment du troisième étage d'une fusée qui avait explosé en vol après percussion d'un microsatellite en orbite (Cerise) que le problème des débris a été pris au sérieux.

La figure I.10 montre une image de débris gravitant autour de la terre.

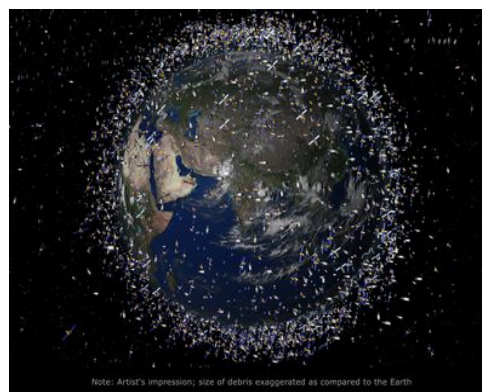


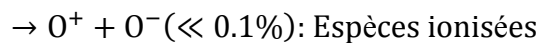
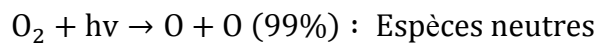
Figure I.10 montre une image de débris gravitant autour de la terre.

I.3.3.2. Météorite :

L'origine des météorites (restes du nuage primitif) est à la base de la formation des planètes. De nos jours, une quantité importante de «petits cailloux » de toutes tailles encombrant l'espace. Bien que nombreux, elles ne représentent pas un risque potentiel que ce soit pour l'homme ou pour le satellite.

I.3.4. Oxygène atomique :

Dans l'atmosphère, spécialement aux altitudes comprises entre 200 et 800km, le composant le plus dominant est l'**oxygène atomique**, dû à la dissociation des molécules d'oxygène par les rayons ultraviolets, UV [16]. Ainsi, on a :



Les satellites mis en orbites LEO sont les plus exposés à être en contact avec l'oxygène atomique qui est la principale cause de la dégradation des revêtements polymères.

La dégradation des revêtements se fait sur la face avant du satellite sous forme d'érosion prématurée des matériaux externes. Cela est dû au pouvoir oxydant de l'oxygène atomique qui est renforcé par son énergie cinétique élevée (5 ev) elle-même liée à la vitesse du satellite sur son orbite (8kms⁻¹).

Les effets de l'oxygène atomique sont :

- décomposition des couches organiques ;
- oxydation ;
- luminescence (due à l'interaction atomes-surfaces) pouvant engendrer une perturbation de certaines expériences optiques.

I.3.5. Environnement thermique :

Un satellite placé en orbite est soumis à 3 principaux flux de rayonnement thermique [17]

- le rayonnement solaire ;
- le flux Albédo ;
- le rayonnement terrestre ;

Le fond du ciel, équivalent au rayonnement d'un corps noir à 4 K, est la seule source de froid extérieure au satellite. Le satellite lui-même est un corps chaud qui rayonne et perd ainsi de l'énergie qu'il émet vers l'espace.

La figure I. 11 montre les différents échanges thermiques entre un satellite et son environnement spatial.

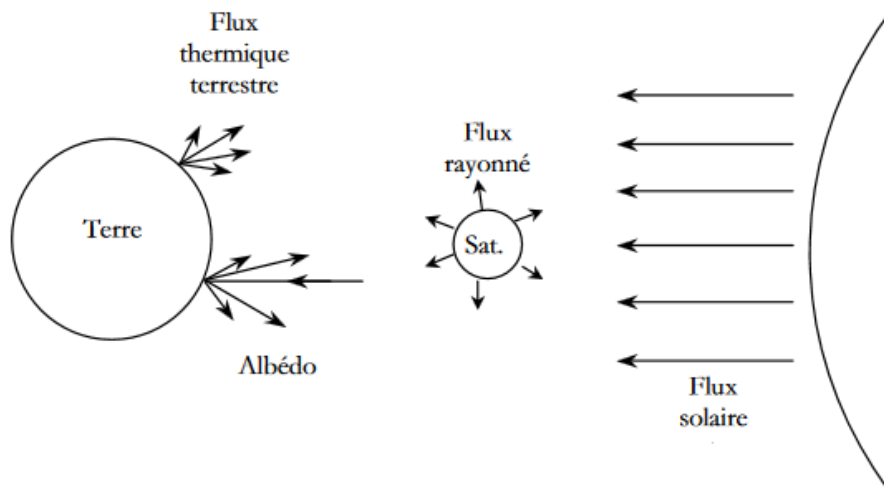


Figure I. 11 : Différents échanges thermiques entre un satellite et son environnement spatial.

Les conditions thermiques dans l'environnement spatial sont très sévères pour les satellites. Contrairement à nos références terrestres quotidiennes, l'environnement spatial « fonctionne » quasi exclusivement sur la base d'échanges radiatifs. Même si les satellites mettent en œuvre des dispositifs conducteurs pour collecter la chaleur et la transporter vers les surfaces permettant son évacuation, la voie radiative est la seule pour l'échange avec le milieu spatial.

Pour assurer le refroidissement naturel de nos appareils électroniques, on obtient une efficacité 2 à 3 fois moins bonne que celle que nous connaissons au sol.

De façon concrète, l'utilisation pour une application spatiale d'un ordinateur conçu pour une utilisation terrestre conduirait à une température largement au-dessus des points de fusion de la plupart des matériaux utilisés.

La figure I. 12 montre une photo relative à la pose du Milor (revêtement thermique du satellite).



Figure I. 12 : Photo montrant la pose du Milor (revêtement thermique du satellite).

Maintenir les équipements dans une fourchette de température qui assure la performance et le confort d'utilisation est un problème qui se pose pour les concepteurs de satellites.

Différents éléments extérieurs au satellite compliquent le problème :

- le soleil génère au voisinage de la Terre des flux variables selon les saisons (environ 1500 W/m^2) qui peuvent faire évoluer la température des parties exposées jusqu'à $+100^\circ\text{C}$;
- le fond du ciel, qu'est un rayonnement arrivant de toutes les directions du cosmos à une température de quelques Kelvin et peut, en l'absence du soleil, faire descendre la température jusqu'à -150°C ;
- les objets célestes créent des flux thermiques (la Terre par exemple influence les satellites en orbite basse) ;
- l'atmosphère où ponctuellement des effets aérothermiques se produisent lors des lancements ou des retours sur Terre.

Le comportement thermique des éléments du satellite est largement dépendant de la nature de la surface externe et/ou du revêtement utilisé.

La figure I.13 montre les spécifications de températures de quelques équipements du satellite SPOT 4.

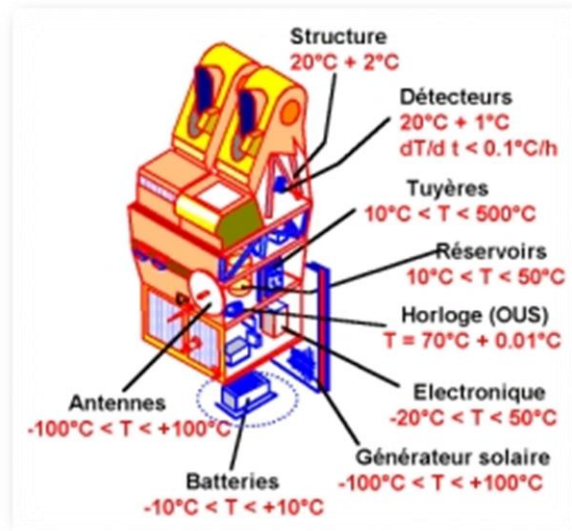


Figure I.13 : Spécifications de températures de quelques équipements du satellite SPOT 4 [18]

I.3.6- Contraintes dues au Lanceur :

Le satellite est soumis à des conditions extrêmes depuis le décollage jusqu'au largage de ce dernier à une altitude d'une centaine de kilomètres.

Pour avoir une idée sur ces conditions, et à titre d'exemple la puissance fournie au décollage d'un lanceur atteint une puissance de l'ordre de 15 Gigawatt. Les turbo- pompes du moteur peuvent développer une puissance de 2 TGV. Deux minutes après le décollage, la vitesse passera à 7200km/h. L'énergie dont la majorité est transformée en mouvement, donne naissance à différents phénomènes parasites dont le satellite est la cible directe.

La figure I.14 montre une photo du lanceur d'Ariane 5 ES, Vol 205.



Figure I.14 : Photo du lanceur Ariane 5 ES, Vol 205.

Afin de minimiser les risques de dysfonctionnement, la connaissance de l'environnement est nécessaire. À partir de la connaissance de ce dernier, la conception et le choix des matériaux se fera pour enfin s'appuyer sur les résultats de simulations au sol et des expériences en vol.

Le but de la conception du satellite et le choix des matériaux est de survivre à différents « **Cas de charges** », à savoir :

- l'allumage des boosters ;
- le décollage ;
- les rafales de vent sur le lanceur pendant la traversée de l'atmosphère ;
- les séparations d'étages et phases d'arrêt de poussée.

I.3.7- Salle blanche :

Une salle blanche (ou plus exactement salle propre) est une pièce ou une série de pièces où la concentration particulaire est maîtrisée afin de minimiser l'introduction, la génération, la rétention de particules à l'intérieur, dans un but spécifique industriel ou de recherche scientifique. Les paramètres tels que la température, l'humidité, la pression relative, la pureté et le flux d'air sont également maintenus à un niveau précis.

La conception du satellite et les simulations se font à son niveau (vibrations, condition thermique...)

I.3.8- Contraintes dues au fonctionnement :

La conception des satellites est faite dans le souci d'adaptation à l'environnement spatial que nous avons identifié précédemment. Cependant, une difficulté supplémentaire subsiste et cette difficulté est liée au fonctionnement du satellite lui-même.

La figure I-15 illustre une photo du satellite Chinasat 9 avec déploiement d'antennes permettant de s'assurer des charges pyrotechniques retenant les éléments déployables du satellite et de simuler l'absence de la pesanteur.



Figure I.15 : Photo du satellite Chinasat 9 avec déploiement d'antennes.

Cette difficulté supplémentaire est liée principalement à deux effets :

- **Effet Plume** : le jet de gaz provoqué par le sous système de propulsion pourrait interagir avec d'autres éléments du satellite (antennes, panneaux, ailes de générateurs solaires...) de plusieurs façons différentes (perturbation d'attitude, contamination ou même lumière parasite affectant la réponse de senseurs optiques).
- **Effet d'ombrage** : le générateur solaire peut être affecté par l'ombre de certains composants du satellite, ce qui pourrait provoquer une diminution du courant solaire produit par le module photovoltaïque. Si le courant produit est inférieur au courant débité, la puissance électrique sera dissipée, ce qui conduit à sa destruction si le défaut persiste.

Chapitre II :
Dimensionnement
du sous Système de Propulsion

Chapitre II : Dimensionnement du sous système de propulsion

II.1. Introduction :

Les deux principales fonctions d'un sous système de propulsion sont:

- le transfert du satellite d'une orbite basse à une orbite d'altitude plus élevée ;
- le contrôle et son maintien en orbite.

L'éjection de gaz à grande vitesse à travers une tuyère supersonique convergente-divergente génère une force de poussée allant de quelques mN jusqu'à une centaine de Newton. Ainsi, l'exigence d'un sous système de propulsion porte généralement sur :

- la force de poussée
- l'impulsion spécifique
- les contraintes de dimensionnement des ergols ;
- les exigences de contamination.

Dans le cadre de ce chapitre, nous allons nous intéresser au dimensionnement et au choix des réservoirs de combustible (ergol), aux tuyères, ainsi qu'aux matériaux à utiliser.

II.2. Classification des différents types de propulsion :

Dans le domaine spatial, la classification des différents types de propulsion peut être résumée en deux parties [15][19] :

- la propulsion électrique ;
- la propulsion chimique.

II.2.1. Propulsion électrique :

Pour le cas d'impulsion spécifique très élevée (à partir de 450 s) la consommation d'ergol sera très importante. Par conséquent, pour ce type d'impulsion, il est préférable d'opter pour la propulsion électrique.

La puissance électrique peut être fournie soit par :

- Panneaux solaires (de l'ordre d'une dizaine de kW) ;
- Source nucléaire (de l'ordre de MW pour des missions interplanétaires).

La propulsion électrique peut être classée en trois catégories :

- **Electrothermique** : le fluide combustible est chauffé en utilisant de l'électricité. Il est ensuite éjecté par une tuyère ;

- **Electrostatique** : Un champ électrique fait accélérer des ions qui ont été extrait à partir d'une source froide.
- **Electromagnétique** : La force de Lorentz est donnée en combinant un champ électrique à un champ magnétique capable d'accélérer un plasma et fournir une force de poussée.

II.2.2. Propulsion chimique :

Le principe de la propulsion chimique consiste:

- en une réaction chimique qui chauffe un mélange de gaz ;
- à ce que le gaz chaud soit éjecté par une tuyère adaptée ;
- à ce que l'énergie thermique de réaction soit transformée en énergie cinétique.

La propulsion chimique est utilisée pour le cas d'impulsion assez faible. Les principales distinctions des modes de propulsion chimique résident dans l'état des ergols où on distingue trois modes:

- **Propulsion chimique à gaz froid :**

Ce type de propulsion est utilisé généralement pour le cas d'une correction d'orientation ou de contrôle d'altitude. Ce système utilise des gaz contenus dans un réservoir qui est par la suite libéré dans une tuyère convergente -divergente d'éjection détenteur-régulateur de pression. Ce type de propulsion peut générer une poussée allant jusqu'à 20 N.

- **Propulsion à propergol solide :**

Le moteur doit être adapté car le propergol solide est stocké dans une sorte d'enveloppe percée par des tuyaux métalliques qui servent de chambre de combustion. L'éjection des gaz provenant de la combustion chimique crée la poussée.

- **Propulsion chimique liquide :**

La propulsion chimique liquide se fera grâce à la réaction exothermique entre comburant et carburant, aspirés par une turbo- pompe avant d'être injectés dans la chambre de combustion puis le gaz produit est propulsé à travers une tuyère.

La figure II.1 montre le schéma de principe de la propulsion chimique.

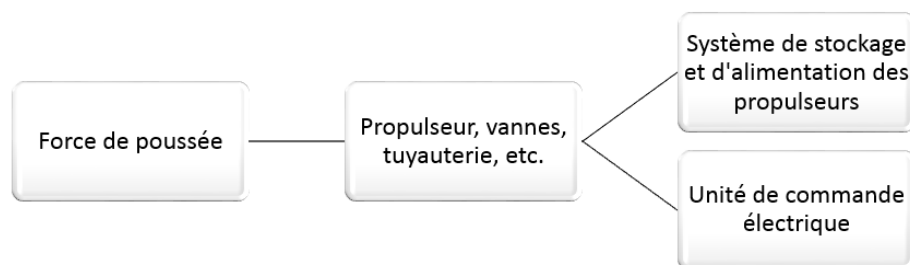


Figure II.1. Schéma de principe de la propulsion chimique.

Le tableau II.1 montre les différentes comparaisons entre les propulseurs chimiques et électriques.

Tableau II.1. Tableau comparatif entre les propulseurs chimiques et électriques [20]

Propulsion		Poussée (N)	Impulsion spécifique (s)	Transfert d'orbite	Correction d'orbite	Correction d'orientation
Propulsion chimique	Gaz Froid	0,05-20	10-100			Oui
	Solide	50-50000	300	Oui		
	Liquide	1-2000	250-350	Oui	Oui	Oui
Propulsion électrique	Electrothermique	0,1-0,2	450-650	Oui	Oui	Oui
	Electromagnétique	0,0001-0,01	2500-3000		Oui	Oui
	Electrostatique	0,01-0,1	1000-2000	Oui	Oui	Oui

Dans le cadre de notre étude, on va utiliser le même sous- système de propulsion qu'Alsatsat 1, c'est-à-dire un système à gaz froid qui utilise le butane liquide comme ergol.

Le choix de ce type de propulsion est fait pour les raisons citées ci-dessous:

- pour un incrément de vitesse inférieure à 150 m/s (notre cas 50m/s), la propulsion à gaz froid est le meilleur choix en terme de prix ;
- la demande en termes de poussée ne nécessite pas une grande valeur, et la propulsion à gaz froid satisfait cette condition ;
- c'est un système fiable de par la maîtrise de cette technologie dans le centre des techniques spatiales où on effectués notre stage.

Le système de propulsion d'ALSAT-1 est un système à gaz froid qui utilise le butane liquide comme ergol stocké dans deux réservoirs cylindriques à une pression de 4 bars. Le volume de chaque réservoir est de 2.5 litres, et une masse de 2.3 kg d'ergol a été utilisée pour la mission. Les figures II.2 et II.3 montrent respectivement le propulseur et le système complet d'Alsatsat- 1.

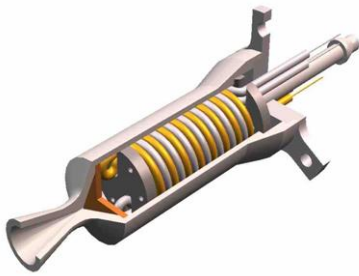


Figure II.2. Propulseur d'Alsats-1

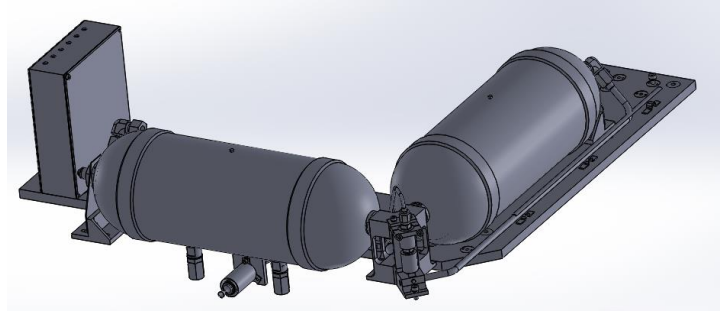


Figure II.3. Système de propulsion d'Alsats-1

II.3. Choix et dimensionnement des organes du sous- système:

II.3.1. Réservoir :

L'un des principaux paramètres qu'il faut déterminer afin de dimensionner le réservoir à carburant (ergol) est bien évidemment son volume. Par volume on entend l'espace réservé au combustible ergol que ce réservoir pourrait contenir. Il est donc naturel de déterminer la masse d'ergol que le satellite aura besoin pour sa mission.

La seconde loi de Newton est donnée par la formule :

$$\sum \vec{F}_{ext} = -m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (\text{II.1})$$

De plus, la force de poussée est proportionnelle à la vitesse d'éjection. Elle s'écrit sous la forme :

$$\vec{F}_e = \vec{V}_e \frac{dm}{dt} \quad (\text{II.2})$$

D'où :

$$\vec{V}_e \frac{dm}{dt} = -m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (\text{II.3})$$

Ainsi :

$$-\frac{dm}{m} \vec{V}_e = d\vec{v} \quad (\text{II.4})$$

Notons :

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g} \quad (\text{II.5})$$

D'où :

$$V_e = I_{sp}g \quad (\text{II.6})$$

Et :

$$\int_{m_i}^{m_f} -I_{sp}g \frac{dm}{m} = \int_{v_i}^{v_f} dv \quad (\text{II.7})$$

$$-I_{sp}g \ln \frac{m_f}{m_i} = v_f - v_i \quad (\text{II.8})$$

Finalement, on aura :

$$\Delta V = I_{sp}g \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (\text{II.9})$$

Où :

m_i = Masse initiale du satellite ;

m_f = Masse finale du satellite.

La différence entre les deux masses correspond à la masse d'ergol, m_p . C'est-à-dire :

$$m_i - m_f = m_p \quad (\text{II.10})$$

La relation (II.9) pourra ainsi se mettre sous la forme:

$$\Delta V = I_{sp}g \ln \frac{m_i - m_f + m_f}{m_f} = I_{sp}g \ln \left(\frac{m_p}{m_f} + 1 \right) \quad (\text{II.11})$$

Par intégration on aura la masse d'ergol :

$$m_p = m_i \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{gI_{sp}}} \right) = m_f \left(e^{\frac{\Delta V}{gI_{sp}}} - 1 \right) \quad (\text{II.12})$$

Avec:

ΔV et I_{sp} : sont respectivement l'incrément de vitesse obtenu au cours de la mission du satellite et l'impulsion spécifique. Ces valeurs sont obtenues par les spécialistes de la mécanique spatiale.

L'incrément de vitesse représente la variation de vitesse entre le début et la fin de la phase propulsée considérée. L'impulsion spécifique, par contre, représente la durée pour laquelle un kilogramme de propergol produit une poussée de 9,81 N.

Les tableaux II. 2, II.3 et II.4 montrent respectivement quelques données sur l'incrément de vitesse et de l'impulsion spécifique pour les satellites, FireSat II, Deimos- 1 et le satellite objet de notre étude.

Tableau II.2 . Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite *FireSat II*.

ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	m_f (kg)	m_p (kg)	ρ (kg/m ³)	Volume (L)
764	218	84	36.1	1.01	35.7

Tableau II.3 . Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite *Deimos-1*.

ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	m_f (kg)	m_p (kg)	ρ (kg/m ³)	Volume (L)
20	45	90	4.6	1.01	4.55

Tableau II.4 : Incrément de vitesse et impulsion spécifique du satellite objet de notre étude.

ΔV (m/s)	I_{sp} (s)	m_f (kg)	m_p (kg)	ρ (kg/m ³)	Volume (L)
50	90	90kg	5.19	1.01	5.58

Une fois le volume déterminé, on pourra passer au dimensionnement. Dans le domaine spatial, on peut rencontrer deux types de réservoirs : le type sphérique et le type cylindrique. Chacun d'entre eux présente des inconvénients et des avantages et plusieurs paramètres sont pris en considération dans le but de choisir le type de réservoir le mieux adapté.

II.3.1. 1. Réservoir sphérique :

L'épaisseur du réservoir sphérique est déterminée par l'utilisation de la relation [21] :

$$e = f_0 \frac{P_{max} r}{2 \cdot \sigma} \quad (\text{II.15})$$

Avec :

f_0 : Facteur de sécurité ;

σ : Limite d'élasticité ;

r : Rayon du réservoir ;

$$V : \text{Volume du réservoir} = \frac{4}{3} \pi r^3$$

II.3.1. 2. Réservoir cylindrique avec extrémités hémisphériques:

L'épaisseur du réservoir cylindrique est calculée sur la base de la relation [19] :

$$e = f_0 \frac{P_{max} r}{\sigma} \quad (\text{II.16})$$

Avec :

r : rayon du réservoir ;

$$V : \text{Volume du réservoir} = \frac{4}{3} \pi r^3 + \pi r^2 L ;$$

L : Longueur de la partie cylindrique du réservoir.

II.3.1. 3. Matériaux :

Le choix du type de matériaux à utiliser pour la conception du réservoir ne se fait pas de manière aléatoire. Il doit obéir à plusieurs conditions pour que le sous-système puisse remplir sa mission correctement. A savoir :

- la résistance aux contraintes
- la résistance aux différents changements de température
- l'optimisation du poids
- la durée de vie.

Trois types de matériaux sont généralement utilisés. Le tableau II.5 donne les caractéristiques des matériaux utilisés.

Tableau II.5. Différent type de matériaux et leurs caractéristiques

	Aluminium	Acier inoxydable	Titane
Module de young (GPa)	69	193	113.8
Limite d'élasticité (MPa)	414	450	828
Masse volumique (g/cm³)	2.70	7.75	4.43
Conductivité thermique (W/m.C)	121	16.23	5.8
Coefficient de dilatation (K⁻¹)	23e-6	14e-6	8.6e-6

II.3.1. 4. Conception des réservoirs :

Le marché des véhicules spatiaux est en nette augmentation. Cette augmentation passe par une bonne conception des sous-systèmes, en particulier les réservoirs à combustibles.

En raison des contraintes de lancement, en terme de diamètre, les satellites augmentent plus en hauteur qu'en largeur. Le satellite va augmenter en ajoutant des cylindres centraux par augmentation de sa longueur plutôt que son diamètre.

Avec l'augmentation de la longueur du réservoir, de nouvelles approches, techniques, économiques et de conformité exigeront une bonne conception avant la fabrication des réservoirs.

L'un des avantages d'ajouter une section cylindrique au réservoir est :

- une meilleure stabilisation du réservoir
- une optimisation de l'espace occupé
- il est plus économique d'ajouter une section cylindrique que d'utiliser plusieurs réservoirs sphériques
- la section cylindrique se monte facilement au sous système de propulsion.

Etant donné le volume réduit du réservoir, dans le cadre de notre étude, deux cas vont être considérés : le cas cylindrique et le cas sphérique. Le choix du matériau et du type de géométrie sera établi une fois les simulations faites.

Pour le cas cylindrique et afin de se rapprocher de la réalité, nous avons pris les mêmes données que celles du satellite Alsat I ; c'est-à-dire utiliser deux réservoirs pour satisfaire nos conditions. Les caractéristiques géométriques du réservoir sont : $r = 55 \text{ mm}$; $L = 220.64 \text{ mm}$.

Pour le cas sphérique, on a pris: $r = 110 \text{ mm}$.

Le tableau II.6 donne les épaisseurs relatives aux réservoirs cylindriques et sphériques pour les trois matériaux considérés.

Tableau II.6. Epaisseurs de réservoirs sphériques et cylindriques.

	Sphérique	Cylindrique
Aluminium (mm)	0,66	0,66
Acier inoxydable (mm)	0,61	0,61
Titane (mm)	0,33	0,33

Grâce au logiciel SolidWorks 2016, nous avons pu concevoir les réservoirs en 3D, dans le but de pouvoir faire des simulations pour les différents matériaux. Les figures II.2 et II.3 donnent respectivement les caractéristiques géométriques des réservoirs cylindriques et sphériques conçus.

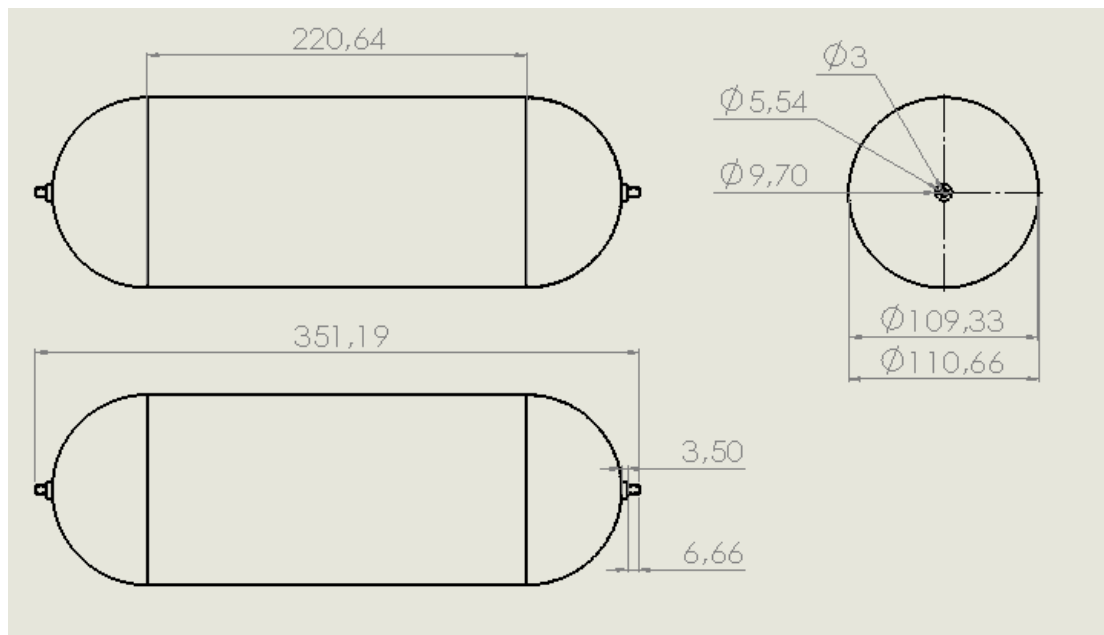
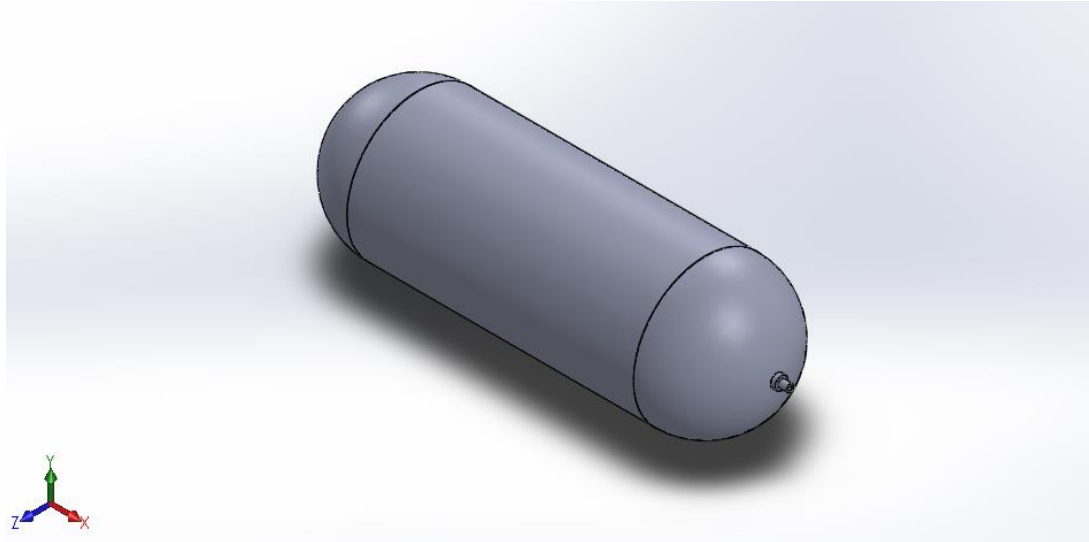


Figure II.4. Conception du réservoir cylindrique

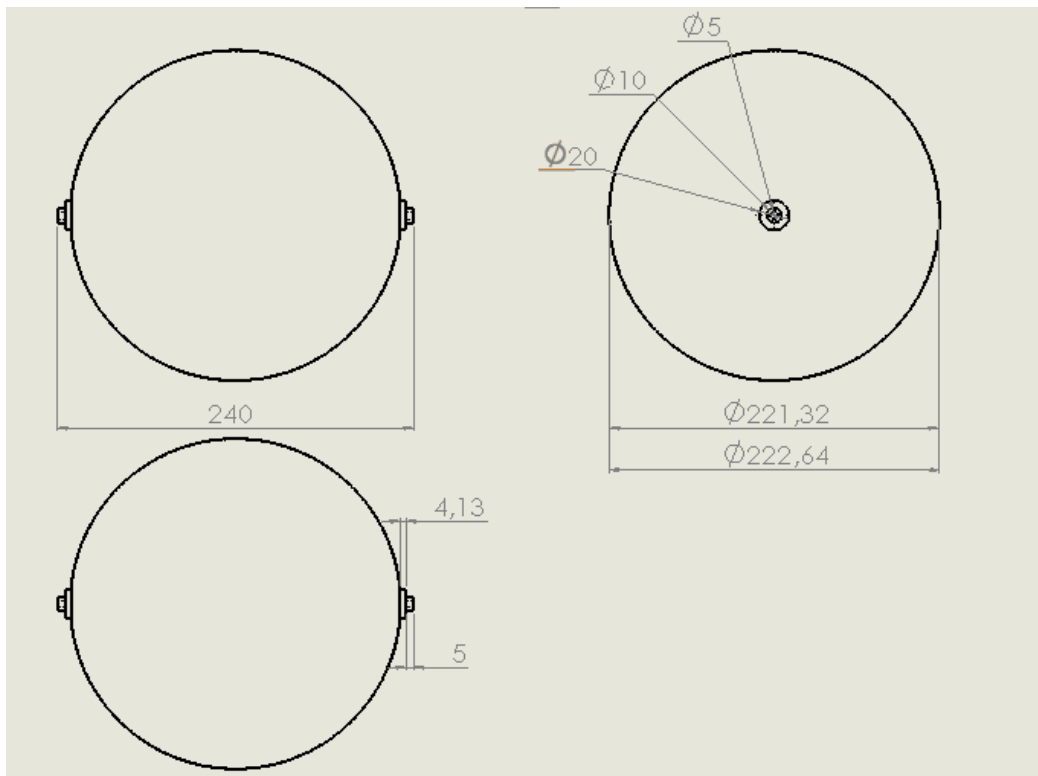
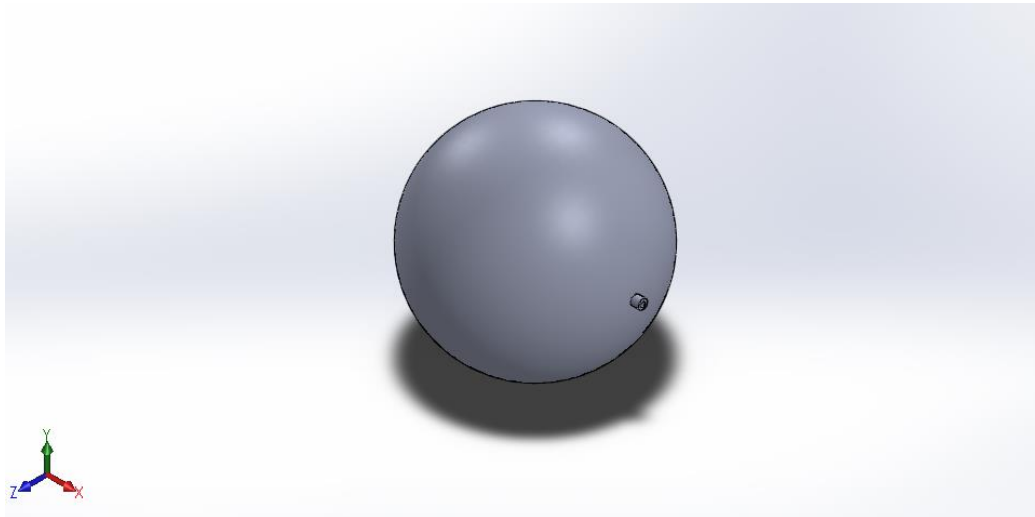


Figure II.5. Conception du réservoir sphérique

II.3.2. Tuyère :

L'énergie thermique transformée en énergie cinétique se fait au niveau de la tuyère. Cette dernière est placée à l'arrière d'un moteur produisant des gaz de combustion. Selon l'objectif considéré, une tuyère peut être convergente, divergente ou convergente- divergente.

II.3.2.1. Principe du fonctionnement:

Il repose sur les propriétés du gaz. Lorsque ce dernier circule avec une vitesse subsonique dans une section réduite, sa vitesse augmente. Cependant la vitesse ne peut pas dépasser la vitesse du son, une fois cette vitesse atteinte, le comportement du gaz s'inverse ; c'est-à-dire que pour dépasser la vitesse du son il faudrait alors que le diamètre de la section considérée augmente.

- **Tuyère convergente** : permet d'accélérer les gaz à des vitesses subsoniques. Si la pression est suffisante, la vitesse peut atteindre Mach 1 à la sortie de la tuyère mais elle ne peut dépasser cette valeur.
- **Tuyère divergente** : permet d'accélérer les gaz qui sont déjà à vitesse supersonique à l'entrée de celle-ci.
- **Tuyère convergente convergente-divergente** : permet d'accélérer les gaz d'une vitesse subsonique jusqu'à une vitesse supersonique en combinant les deux effets décrits ci-dessus. Les gaz sont accélérés jusqu'à Mach 1 dans la section convergente de la tuyère puis ils sont accélérés au-dessus de Mach 1 dans la section divergente.

II.3.2.2. Types de tuyères:

- Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés :

Un mélangeur mixer est rajouté au début de la tuyère afin de favoriser le mélange air secondaire air froid /air primaire air chaud. L'objectif de cet ajout est de produire une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale.

- Tuyère pour turboréacteur à double flux séparés :

Sur la figure II.6 :

- On distingue en bleu la tuyère du flux secondaire ;
- On distingue en rouge la tuyère du flux primaire.

Sur la photo, de la figure II.6 on remarque à la sortie de la tuyère des « dents ». Ce type de tuyère permet de réduire les bruits bas fréquence.

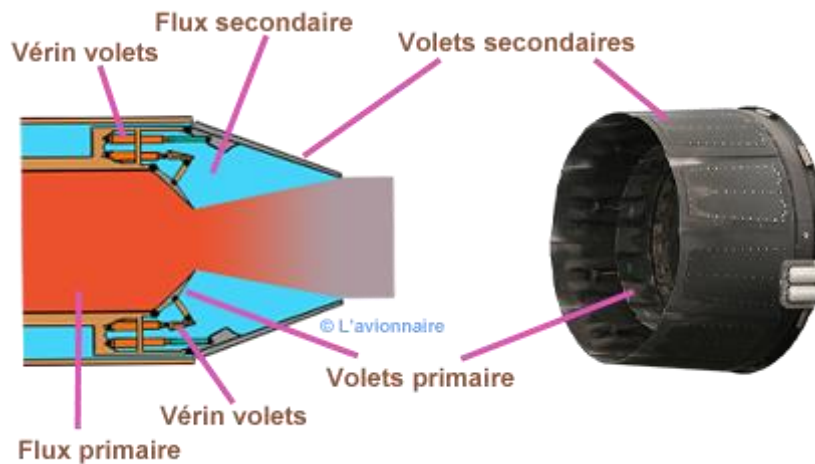


Figure II.6. Canal de post combustion.

- Tuyère de Laval :

Ayant la forme d'un sablier, cette dernière est utilisée pour accélérer les gaz chauds et sous pression qui la traversent jusqu'à ce qu'ils atteignent une vitesse supersonique. L'enthalpie des gaz est convertit en énergie cinétique.

La tuyère de Laval est généralement utilisée dans les moteurs des fusés, les turbines à vapeur et les turbines à gaz. Elle permet de produire de grandes quantités d'énergie à partir des gaz de combustion.

II.3.2.3. Dimensionnement de la tuyère:

Le dimensionnement de la tuyère d'Alsac-1 s'est fait à partir des équations de la dynamique des gaz que l'on va utiliser, les tuyères à faible poussée sont considérées comme étant idéales donc isentropiques.

La tuyère est caractérisée par la force de poussée qu'elle va entraîner, cela fera partie des exigences. Notre objectif consiste à dimensionner la tuyère de sorte à obtenir la force de poussée désirée.

Le dimensionnement de la tuyère se fera d'abord par un calcul préliminaire, c'est-à-dire qu'on va commencer par émettre une hypothèse sur certains paramètres tel que le rapport de la section de sortie au col : $\frac{A_e}{A^*}$.

Pour le cas d'un écoulement isentropique on a [19] :

$$\frac{A_e}{A^*} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_e} \quad (\text{II.17})$$

Sur la base de la connaissance des rapports de sections, $\frac{A_e}{A^*}$, on aura le nombre de Mach. Ce dernier permettra de calculer la pression ainsi que la température et la vitesse d'éjection juste à la sortie de la tuyère :

$$\frac{T_e}{T_t} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-1} \quad (\text{II.18})$$

$$\frac{P_e}{P_c} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.19})$$

$$P_c = \frac{P_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (\text{II.20})$$

$$\dot{m} = \frac{A^* P_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\frac{\gamma}{r}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (\text{II.21})$$

Nous pouvons ainsi déterminer la vitesse d'éjection :

$$V_e = M_e \sqrt{\gamma r T_e} \quad (\text{II.22})$$

On pourra ainsi déterminer la force de poussée qui s'exprime comme suit :

$$F = \dot{m} V_e + (P_e - P_0) A_e \quad (\text{II.23})$$

Nous savons que la pression P_0 au niveau de l'espace est quasiment nulle. Donc pour les calculs de notre étude, nous la considérons comme étant nulle.

Selon les résultats obtenus pour la force de poussée, on saura si la première hypothèse émise est correcte ou pas, sinon nous devrions la changer. Grâce au logiciel Matlab, nous pourrions suivre l'évolution des résultats avec la modification de nos paramètres jusqu'à l'obtention des résultats souhaités.

Afin de faciliter notre calcul itératif, nous avons regroupé les différentes formules en une seule. Ainsi nous obtenons :

$$F = P_t \cdot \frac{P_e}{P_c} \cdot A^* \cdot \frac{1}{M_e} \left(\frac{2}{\gamma+1} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right) \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (\text{II.24})$$

avec: $P_c = 4 \text{ bar}$

Après différentes valeurs du nombre de Mach de sortie, on va converger vers la solution. Le calcul préliminaire s'est fait en prenant en considération la section du col de la tuyère et le

même rapport de diamètre d'entrée et de sortie qu'Alsac-1 ainsi que le même angle d'inclinaison afin d'avoir des résultats réalistes dans notre cas (microsatellite).

La figure II.7 montre l'évolution de la force de poussée en fonction du nombre de Mach pour différentes valeurs de pression.

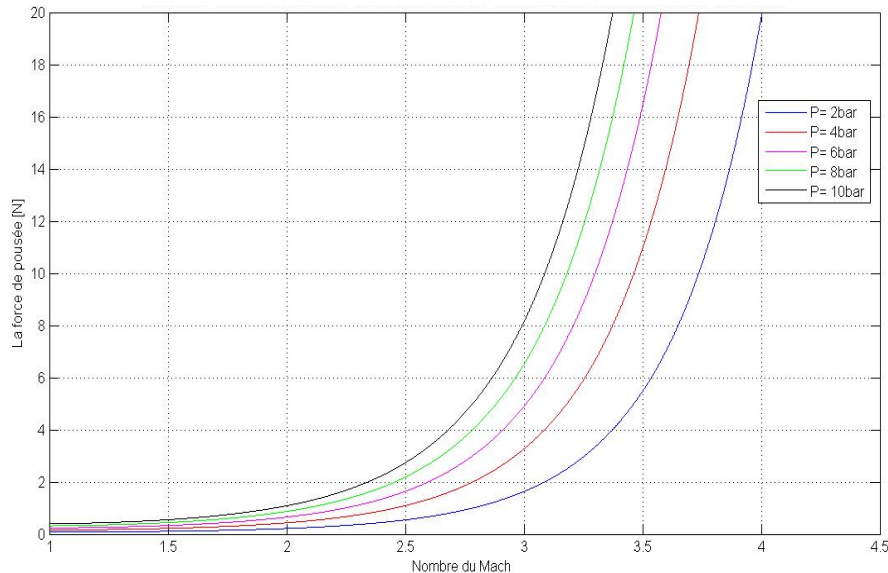


Figure II.7. Variation de la force de poussée (F) en fonction du nombre de Mach (Me) pour différentes valeurs de pression.

Après calcul, nous avons obtenu les résultats suivants pour la tuyère convergente- divergente :

$$A^* = 1,38 * 10^{-7} m^2; P_t = 400 kPa; T_t = 773,5 K; F = 5 N$$

$$A_e = 1,98 * 10^{-6} m^2; M_e = 3,18; D_e = 1,6 mm; D_i = 2,86 mm; L = 4,68 mm$$

Grâce au logiciel Solidworks 2016, nous avons pu concevoir notre tuyère.

La figure II.8 montre la forme de la tuyère conçue ainsi que ses caractéristiques géométriques.

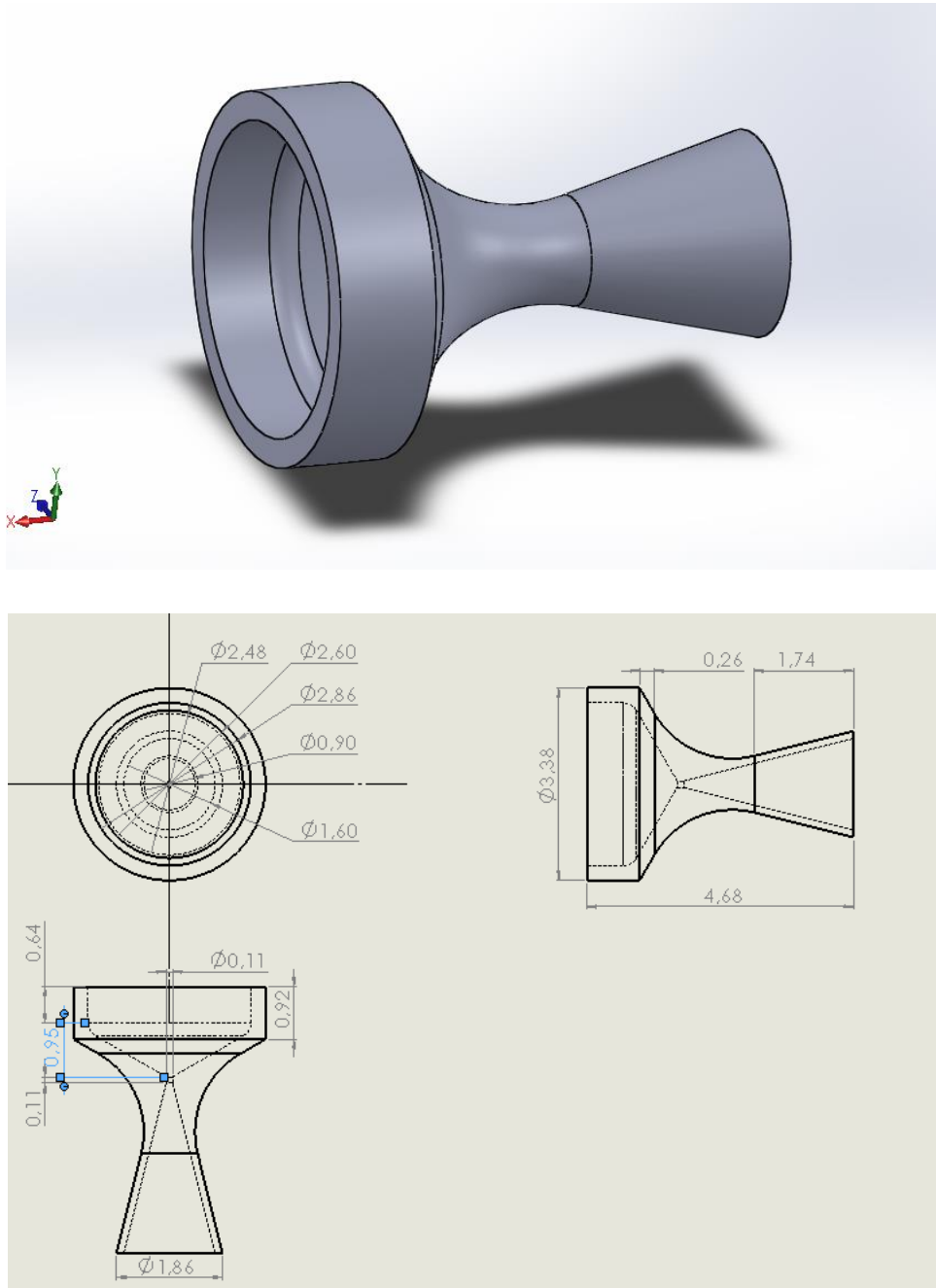


Figure II.8. Conception de la tuyère.

II.4. Analyse statique :

L'objectif de l'analyse statique est de déterminer le comportement de la structure et les différents paramètres mécaniques (déplacement, contrainte, déformation) en imposant des conditions aux limites bien précises afin de se rapprocher le plus de la réalité.

II.4.1. Conditions aux limites :

Le sous système de propulsion est soumis à des conditions extrêmes, qu'on peut diviser en deux phases :

- phase de lancement ;
- phase du fonctionnement.

II.4.1.1. Réservoir :

Phase 1 : Phase de lancement

- **Accélération :**

Les charges statiques et quasi statiques sont issues des différentes accélérations subies par le satellite, que ce soit au sol où lors du lancement. Au sol, elles sont matérialisées par le poids des composants sur la structure pendant l'intégration, le transport etc...

En termes d'accélération, c'est la gravité qui entre en compte et éventuellement les accélérations supplémentaires subies par le satellite. Comme les charges dues à la gravité, les charges quasi-statiques sont des chargements volumiques uniformes, elles s'appliquent donc au centre de gravité de la structure.

Pour chaque lanceur, il existe des spécifications bien précises en ce qui concerne le découplage fréquentiel et les niveaux de sollicitations subis par le satellite. Depuis le lancement, il faut que la structure résiste aux potentielles conditions de chargement qui soient envisagées pour le satellite.

Le tableau II.7 montre les accélérations relatives à la phase de lancement pour différents lanceurs.

Tableau III.7. Le tableau représente les exigences structurelles de cinq lanceurs différents durant la phase de lancement.

	Vega	Dnepr	Soyus	Ariane 5	PSLV
Accélération Longitudinale (g)	5,5	7,8	4,3	4,55	7/-2,5
Accélération Latérale (g)	0,9	0,9	0,4	0,25	6

Le calcul des accélérations est établi moyennant l'utilisation de la relation [23][24] :

$$a = x * g * 1,25 \quad (\text{II.25})$$

Pour le cas du lanceur PSLV, on doit étudier tous les cas possibles. Le tableau II.8 montre les accélérations possibles.

Tableau II.8. Cas possibles d'accélération pour le lanceur PSLV.

Axe	x	y	z
Accélération (g)	7	6	6
	7	-6	-6
	-2,5	6	6
	-2,5	-6	-6

Le cas le plus défavorable est obtenu pour les coordonnées (7, 6, 6).

Pour une étude de conformité et de comparaison, l'accélération considérée sera de 100g.

Phase 2 : Phase de fonctionnement

- **Pression :**
Le butane génère une pression interne équivalente à 0,4 MPa.
- **Supports fixes :**
Les extrémités du réservoir sont fixées.

II.4.1.2. Tuyère :

Phase 1 : phase de lancement

- **Accélération :**
Elle est la même que pour le réservoir.
- **Support fixe :**
La surface concernée représente la liaison entre la tuyère et le support.

- **Déplacement axiale fixe :**

Il est important d'annuler les déplacements de cette surface car dans le cas contraire, il y aura séparation entre la tuyère et le sous système de propulsion.

Phase 2 : phase de fonctionnement

- Le Support est fixe, le déplacement axial est fixe également.
- La distribution de température est variable avec la section

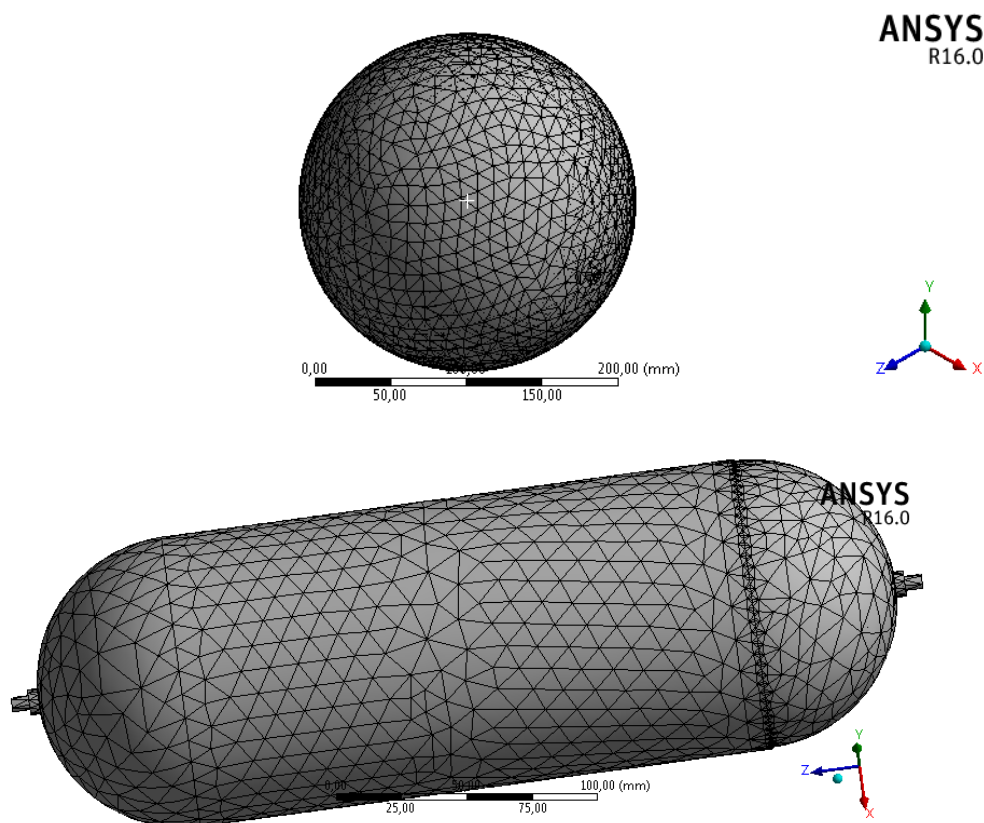
Au cours de la propulsion, la tuyère sera exposée à des températures qui varient avec la variation de la section.

- **Distribution de pression :**

Au cours de la propulsion, la tuyère sera exposée à des pressions qui varient avec la variation de la section.

II.4.2. Maillage utilisé dans la simulation numérique:

Le maillage préliminaire utilisé, sous le logiciel ANSYS, pour les réservoirs, cylindrique et sphérique, ainsi que pour la tuyère est illustré en figure II.9. Il est à souligner que ce maillage est utilisé dans la simulation numérique en vue de déterminer le comportement de la structure et les différents paramètres mécaniques (déplacement, contrainte, déformation).



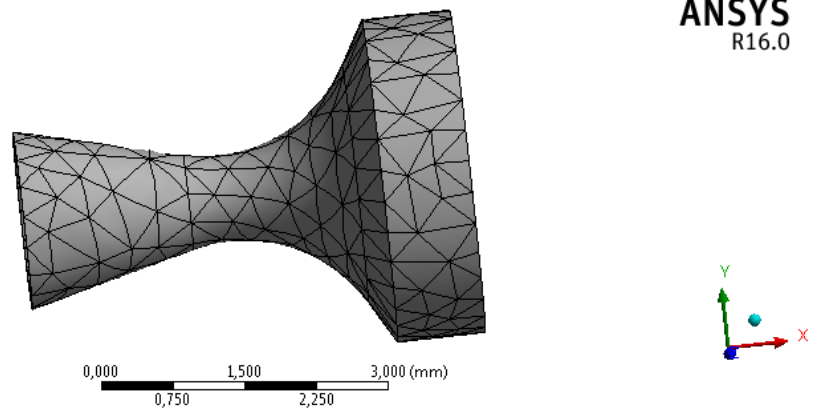
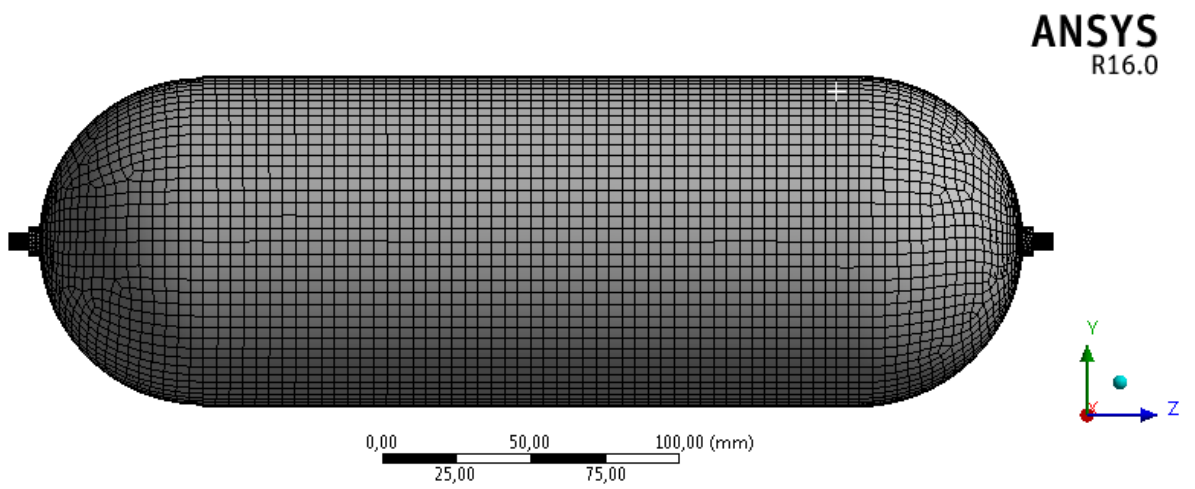
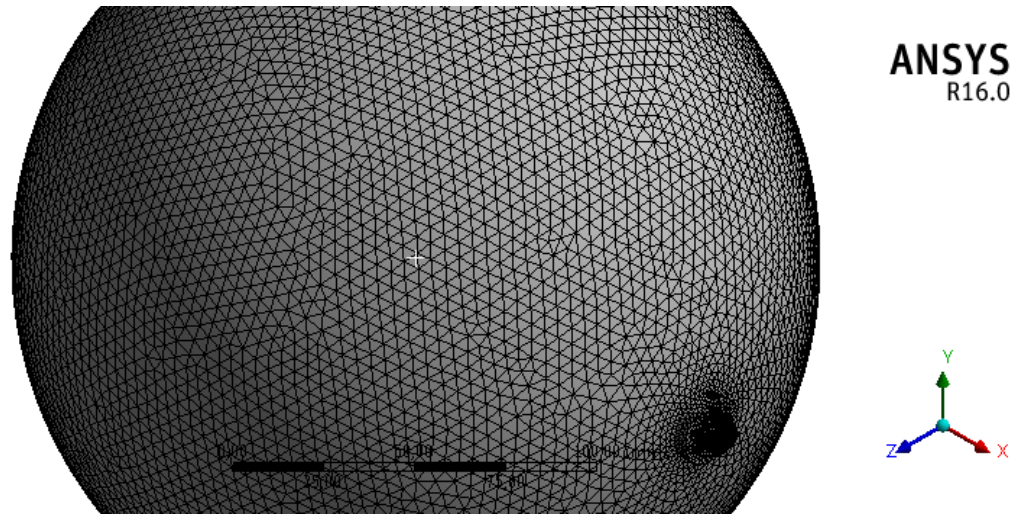


Figure II.9. Maillage utilisé pour les réservoirs et la tuyère.

Le maillage final utilisé après convergence est illustré en figure II.10.



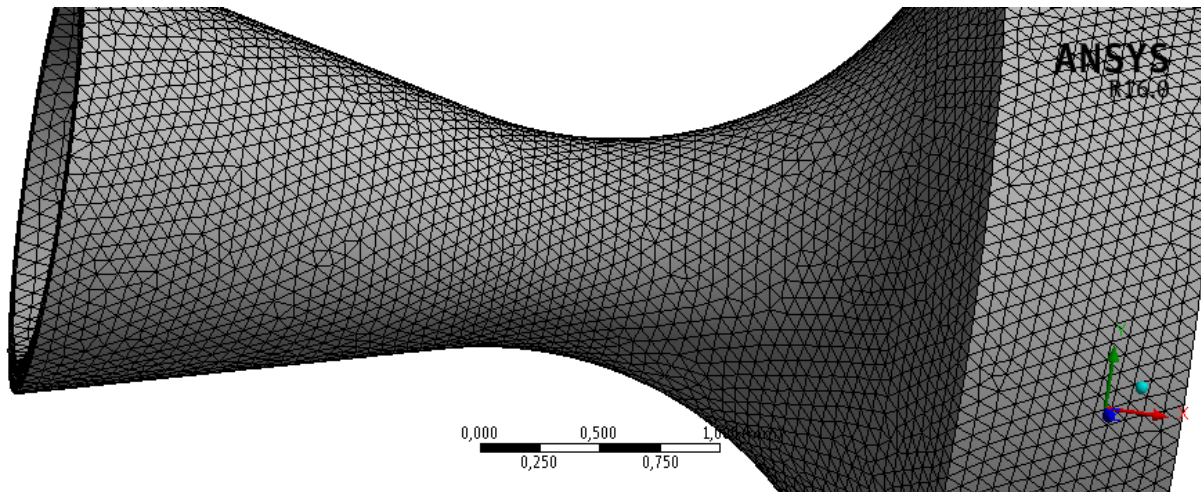


Figure II.10. Maillage final utilisé pour les réservoirs et la tuyère.

Pour la tuyère, nous avons appliqué un maillage avec deux types d'éléments : éléments volumiques « SOLID185 » et éléments surfacique « SURF154 » :

SOLID185 est utilisé pour la modélisation 3-D de structures solides. Il est défini par huit nœuds ayant trois degrés de liberté à chaque nœud: translations dans les directions x , y et z . L'élément a une plasticité, une hyper élasticité, un renforcement des contraintes, un fluage, une grande déviation et de grandes capacités de contrainte. Il dispose également d'une capacité de formulation mixte pour la simulation des déformations de matériaux élasto-plastiques quasi-incompressibles et des matériaux hyper élastiques entièrement incompressibles. La figure II.11 illustre l'élément solide DOLID185.

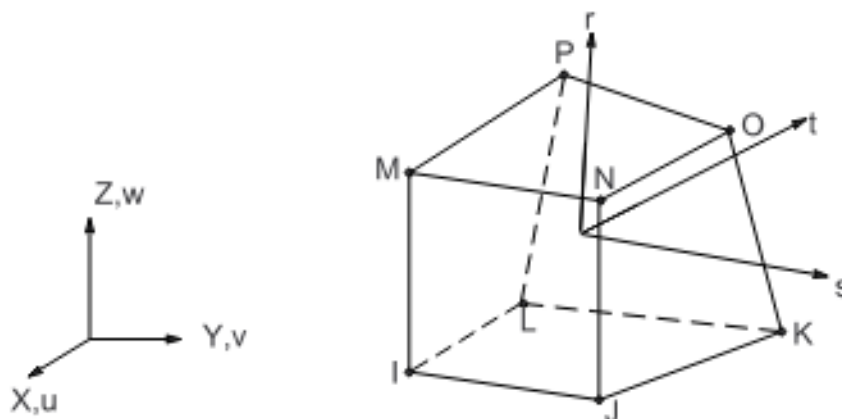


Figure II.11. Elément solide SOLID185.

SURF154 est utilisé pour diverses applications de charge et d'effet de surface dans les analyses structurales 3-D. Il peut être recouvert sur une surface de face de tout élément 3D. Des charges et des effets de surface variés peuvent exister simultanément. La figure II.12 montre l'élément solide SURF154.

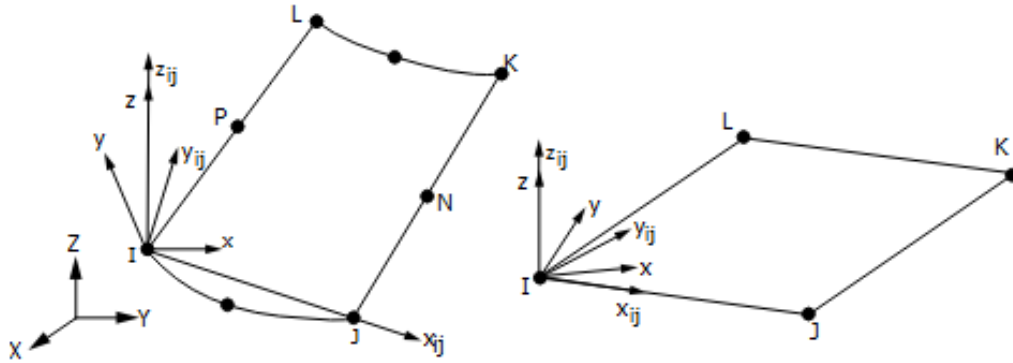


Figure II.12. Elément solide SURF154.

Pour le réservoir, nous avons appliqué le maillage avec les éléments « SOLID185 ».

II.4.3. Conditions aux limites :

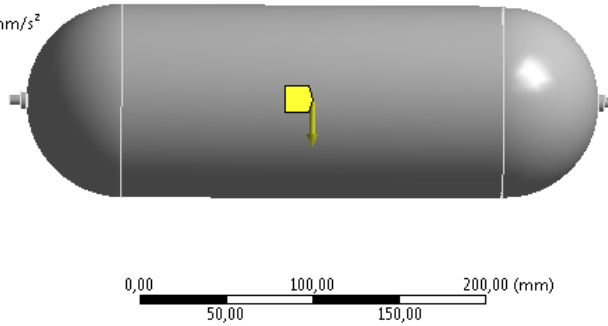
• **Réservoir :**

La figure II.13 donne la représentation du réservoir cylindrique sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées.

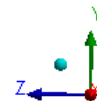
A: Structure statique

Accélération
Temps: 1, s
24/05/2017 15:30

Accélération: $9,81e+005 \text{ mm/s}^2$
Composantes: 0, -9,81e+005, 0, mm/s^2



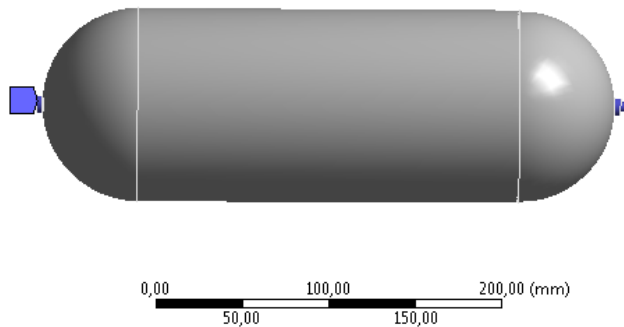
ANSYS
R16.0



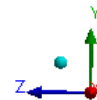
A: Structure statique

Support fixe
Temps: 1, s
24/05/2017 15:30

Support fixe



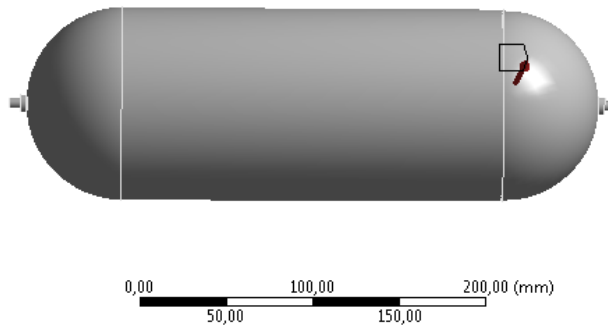
ANSYS
R16.0



A: Structure statique

Pression
Temps: 1, s
24/05/2017 15:30

Pression: 0,4 MPa



ANSYS
R16.0

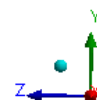


Figure II.13. Représentation du réservoir cylindrique sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées.

- **Tuyère :**

Afin d'étudier le comportement de la **tuyère d'ALSAT1**, un code de calcul nous a été fourni par le Centre de Développement des Satellites. Le mode en question permet de calculer les distributions de température (K), la pression (kPa) dans la tuyère pour différentes zones géométriques du convergent et du divergent.

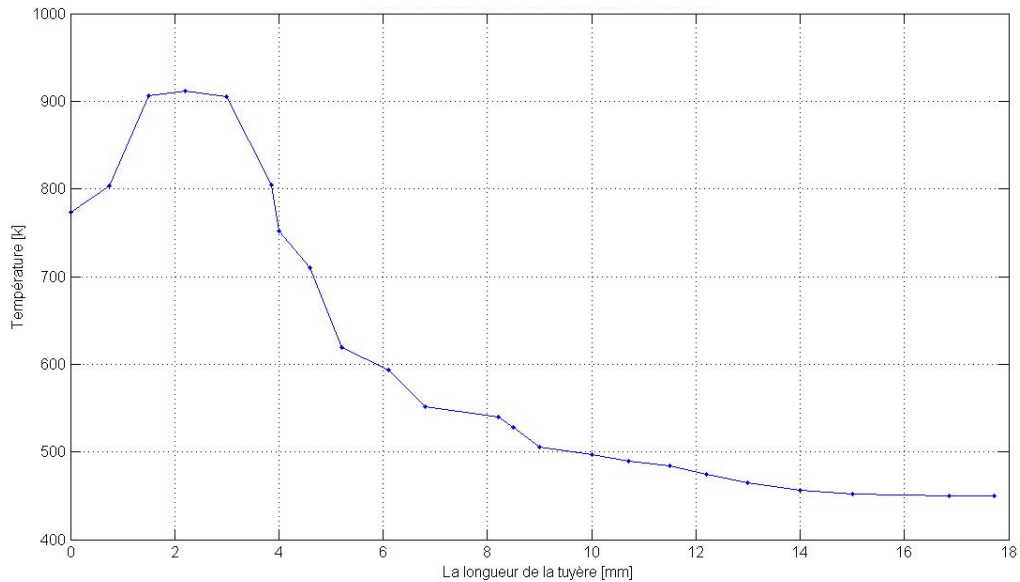


Figure II.14. Distributions de température dans la tuyère d'ALST1.

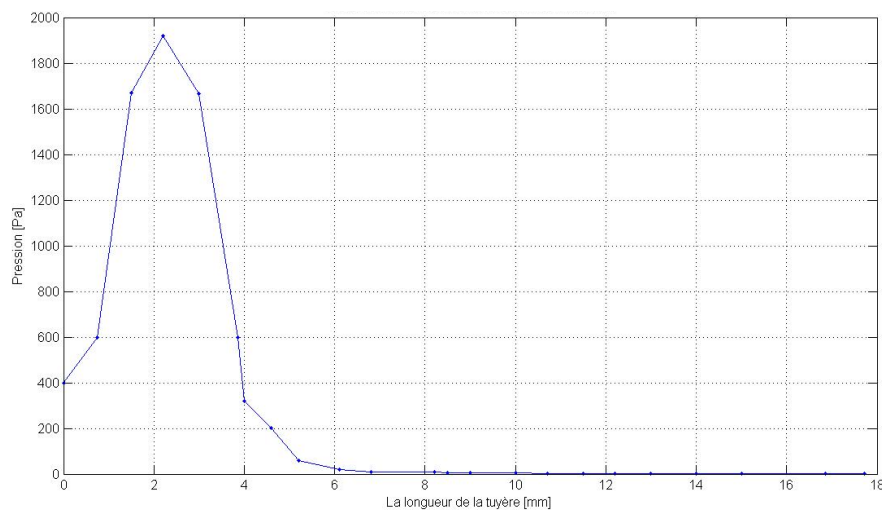


Figure II.15. Distributions de pression dans la tuyère d'ALST1.

Les données sur les distributions de pression, suite à l'éjection des gaz, données par la figure II ont été introduites dans le Logiciel ANSYS. La figure II.16 montre les distributions de pression dans la tuyère d'ALSTI.

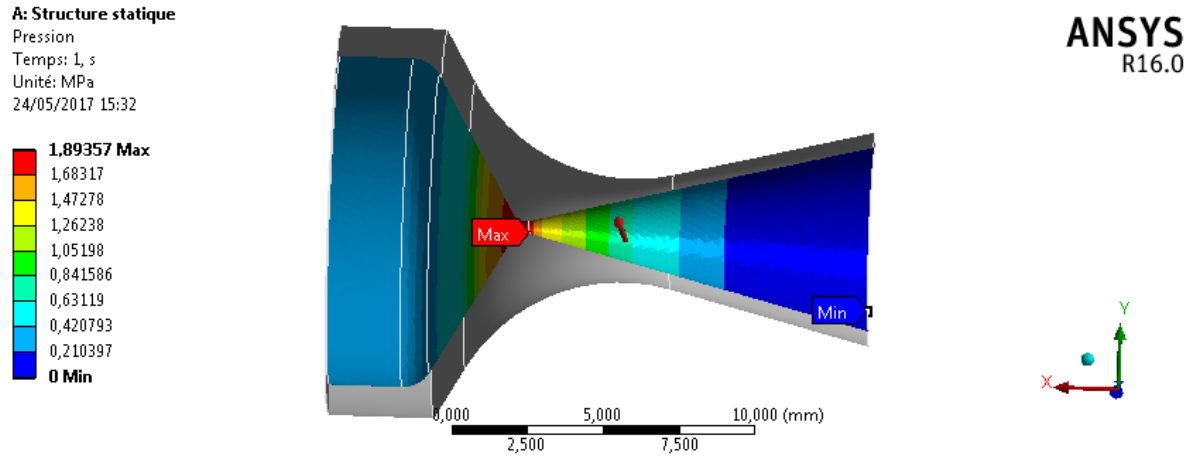


Figure II.16. Distributions de pression dans la tuyère d'ALSTI.

Nous nous sommes également basé sur le profil de température généré par le logiciel Matlab. Ce dernier a été appliqué sur le modèle de la tuyère suivant l'axe x. La figure II.17 montre les distributions de température dans la tuyère d'ALSTI.

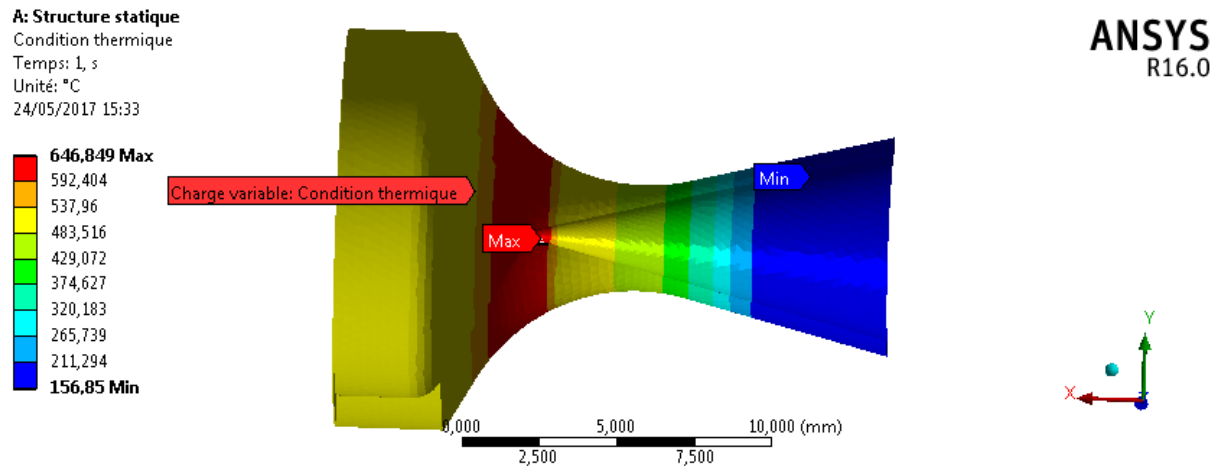


Figure II.17. Distributions de température dans la tuyère d'ALSTI.

Le logiciel ANSYS- Fluent a été utilisé pour la détermination des distributions de température et de pression. Les figures II. 18 et II.19 montrent respectivement les distributions de température et de pression dans la tuyère objet de notre étude.

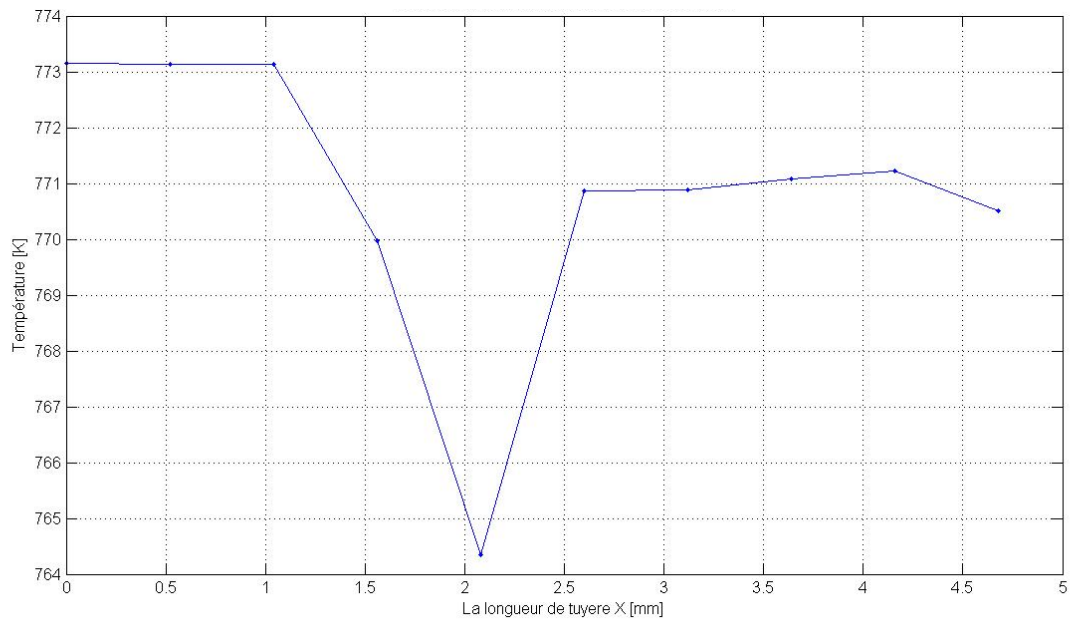


Figure II.18. Distributions de température suivant la coordonnée, x, de la tuyère .

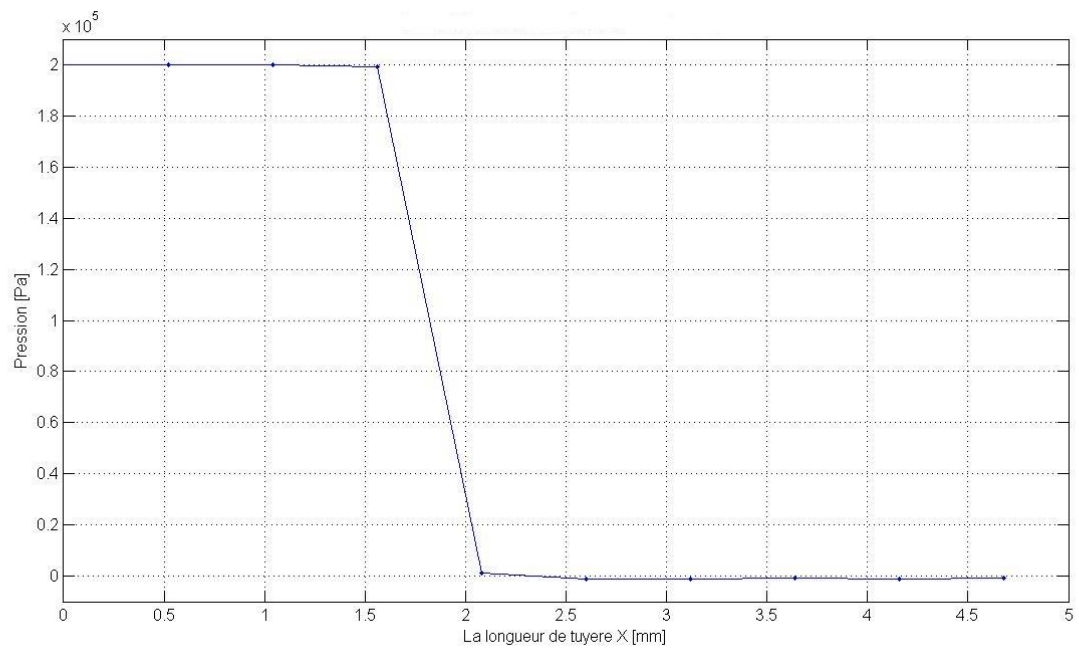


Figure II.19. Distributions de pression suivant la coordonnée, x, de la tuyère objet .

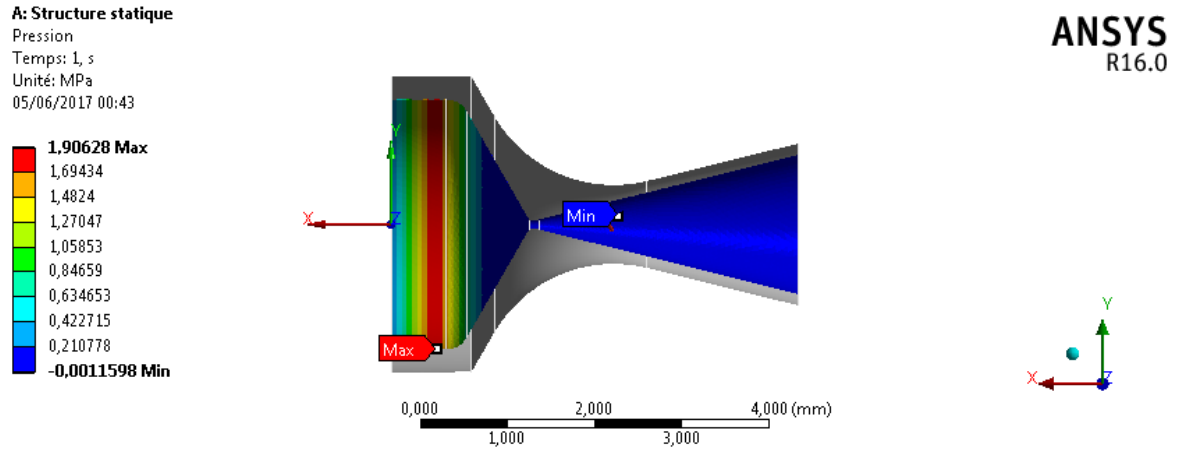


Figure II.20. Distributions de pression dans la tuyère objet de notre étude.

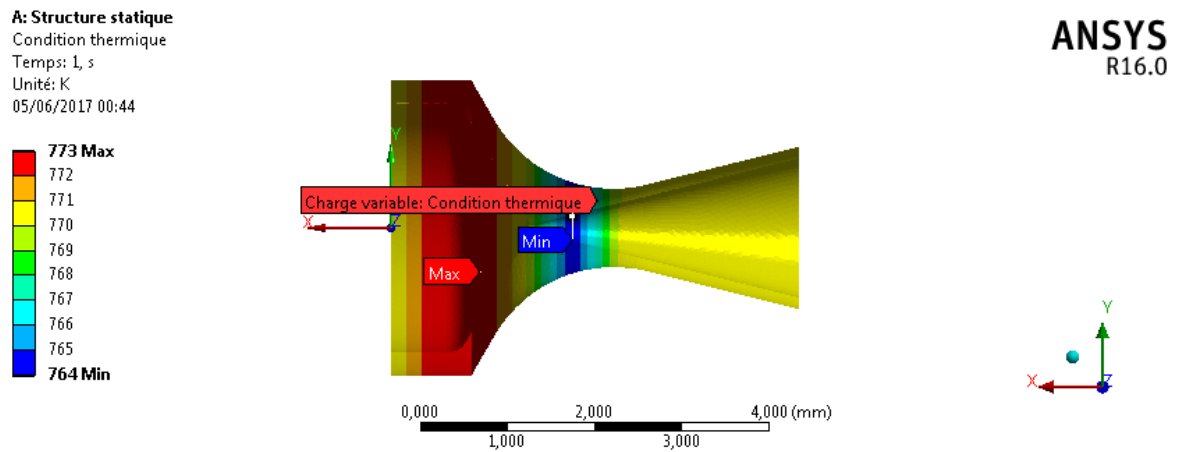


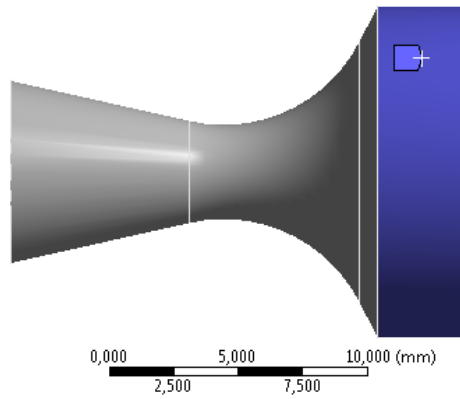
Figure II.21. Distributions de température dans la tuyère objet de notre étude.

La figure II.22 donne la représentation de la tuyère sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées pour les paramètres mécaniques.

A: Structure statique

Support fixe
Temps: 1, s
29/05/2017 16:04

Support fixe

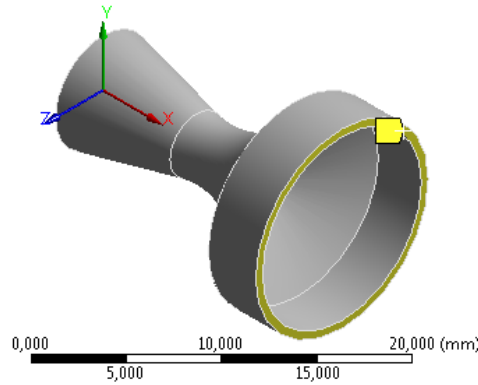


ANSYS
R16.0

A: Structure statique

Déplacement
Temps: 1, s
29/05/2017 16:01

Déplacement
Composantes: 0,;Libre;Libre mm

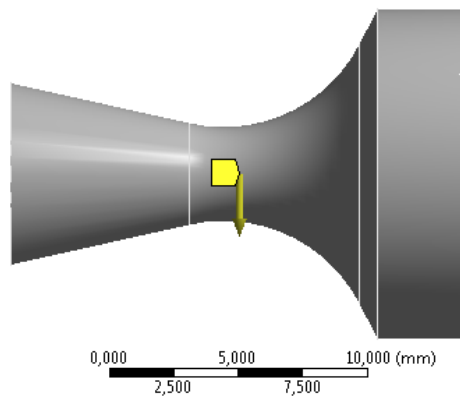


ANSYS
R16.0

A: Structure statique

Accélération
Temps: 1, s
29/05/2017 16:04

Accélération: 9,81e+005 mm/s²
Composantes: 0,;-9,81e+005;0, mm/s²



ANSYS
R16.0

Figure II.22. Représentation du réservoir cylindrique sous ANSYS Design Modeler avec spécification des conditions aux limites utilisées pour les paramètres mécaniques.

Résultats et discussions

Résultats et discussions

Introduction :

La simulation numérique est un outil indispensable pour l'ingénierie de nos jours, car elle permet de prédire le comportement des systèmes et de comprendre les phénomènes physiques ayant lieu, avant même leur conception et réalisation. Fabriquer un avion ou un satellite, par exemple, sans étudier le comportement de ses sous-systèmes, pourrait engendrer des pertes financières, voire humaines considérables, d'où l'ascension de l'utilisation des logiciels de simulation dans le monde industrialisé.

Dans le cadre de ce projet, on se propose d'étudier, par voie de simulation numérique, le comportement du sous-système de propulsion du satellite ALSAT 1, soumis à différents chargements. Nous allons commencer en premier lieu par la détermination de certains paramètres mécaniques (déplacement, déformation et contrainte) suivant deux phases, la première correspond à la phase de lancement du satellite, la seconde est relative à son fonctionnement une fois qu'il est mis sous orbite.

Cette détermination de paramètres mécaniques est établie pour le cas de trois matériaux et pour différentes organes ; à savoir un réservoir de forme cylindrique, un autre de forme sphérique et une tuyère.

L'analyse dynamique se fera pour la phase de lancement, car au cours du transport du satellite, ce dernier est soumis à d'extrêmes conditions de vibrations. Chaque lanceur a ses propres caractéristiques en termes d'accélération et de vibration. Notre analyse est faite en prenant en considération le lanceur **PSLV** que nous allons voir par la suite.

L'objectif de cette partie est relatif à une analyse dynamique par la détermination du comportement dynamique d'une structure ou d'un composant.

III.1. Simulation pour l'analyse statique :

Présentation des résultats relatifs à la phase 1 :

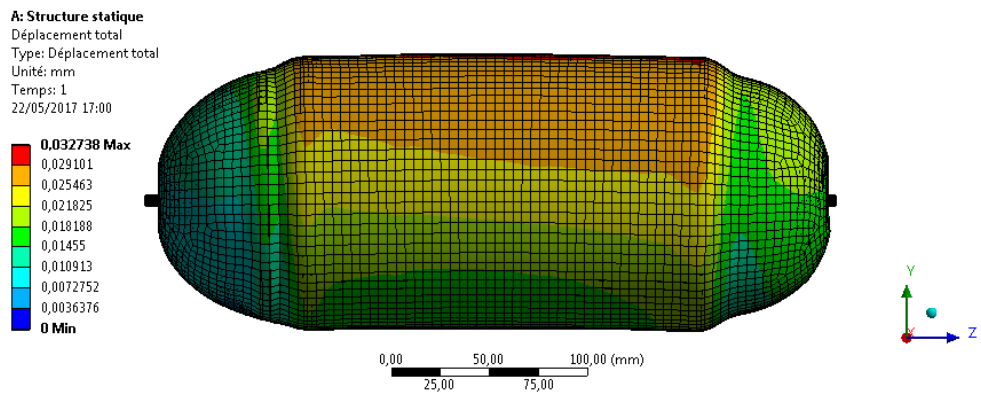
Réservoir cylindrique :

Les figures III.1, III.2 et III.3 montrent respectivement les résultats issus de la simulation numérique pour la phase 1 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique. On note que le déplacement est très important sur la partie supérieure du cylindre et assez faible au niveau des supports, cela est dû à l'accélération générée par le lanceur. Concernant les déformations et contraintes, elles sont importantes au niveau de la section cylindrique contrairement aux sections sphériques.

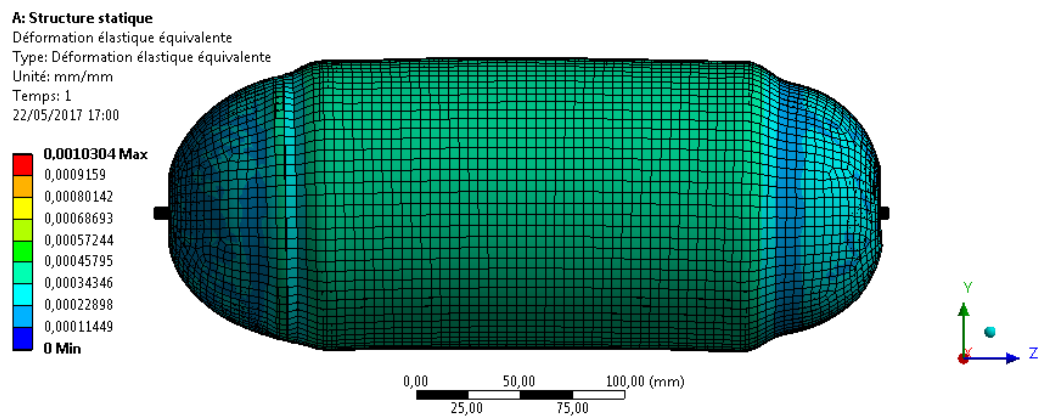
Notons que le comportement du réservoir pour la phase 1 est le même pour les trois matériaux.

Réservoir en Aluminium :

a. Déplacement :



b. Déformation :



c. Contrainte :

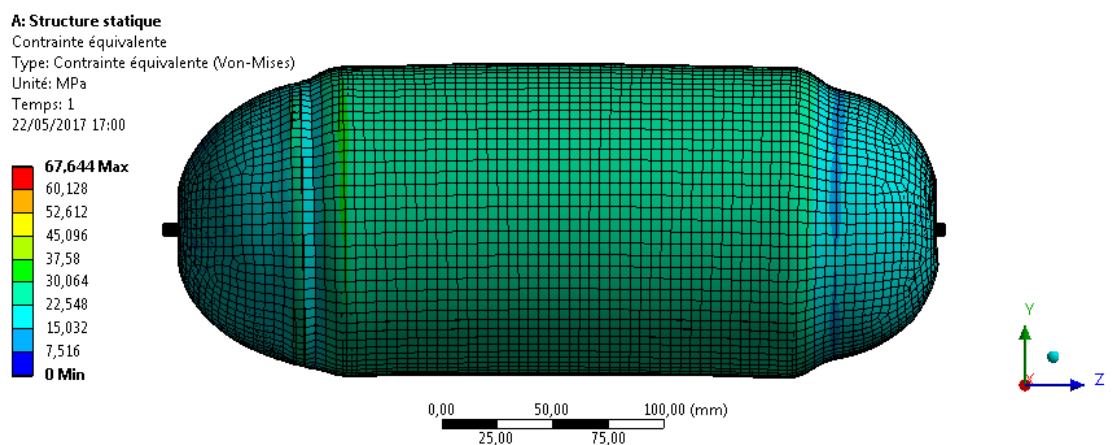
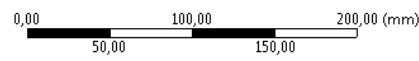
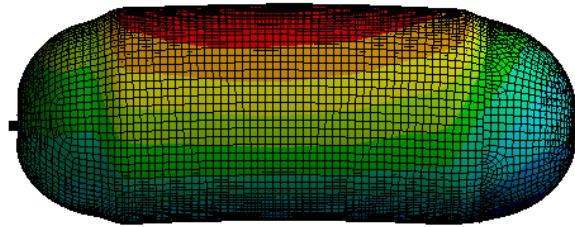
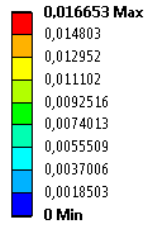


Figure III.1. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Aluminium.

Réservoir en Acier Inoxydable :

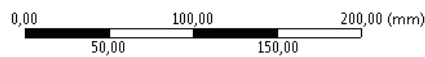
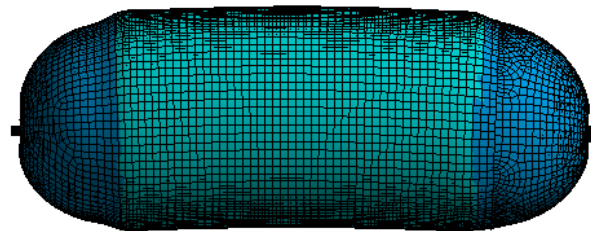
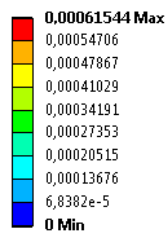
a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 16:56



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 16:57



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 16:57

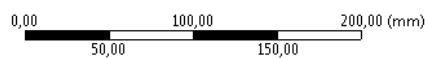
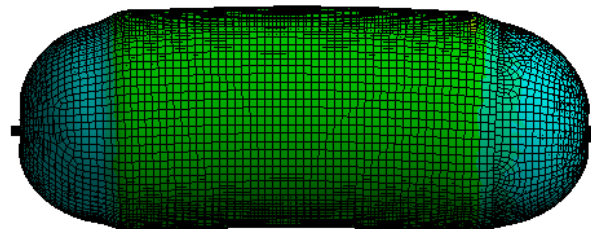
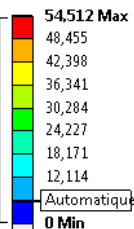
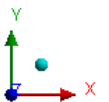
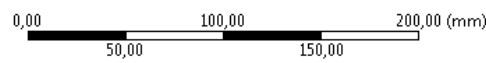
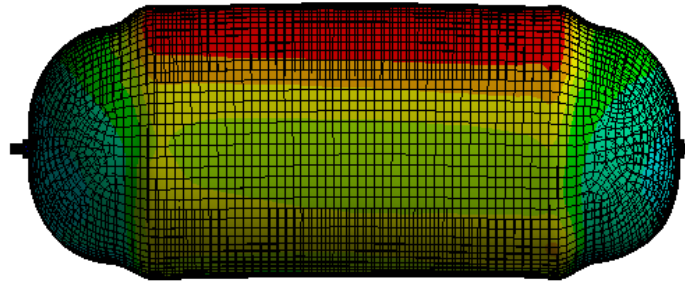
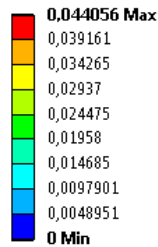


Figure III.2. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Acier Inoxydable.

Réservoir en Titane :

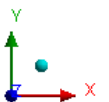
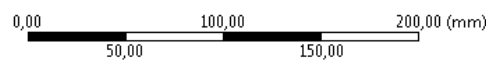
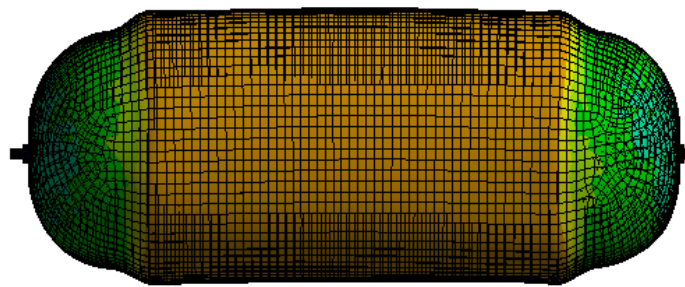
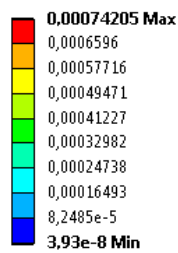
a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 17:14



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 17:15



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 17:15

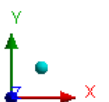
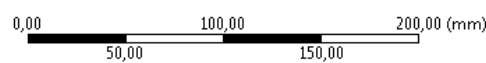
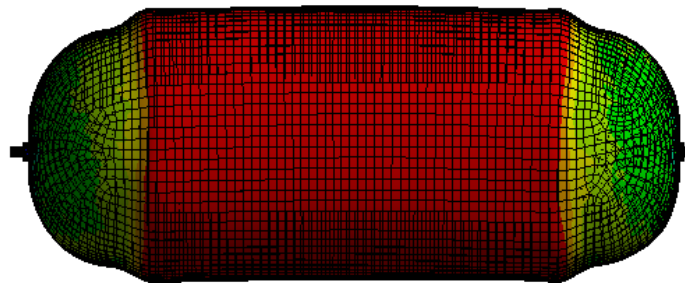
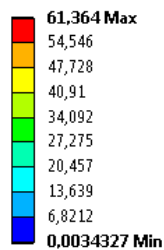


Figure III.3. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Titane.

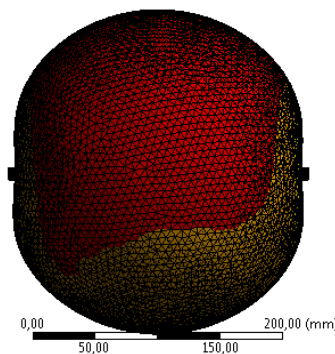
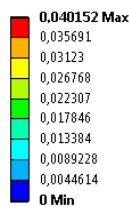
Réservoir Sphérique :

Les figures III.4, III.5 et III.6 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase 1 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique. On note que le déplacement est très important sur la partie supérieure. Concernant les contraintes et les déformations, elles sont importantes au niveau des supports. Notons que le comportement du réservoir pour la phase 1 est le même pour les trois matériaux.

Réservoir en Aluminium :

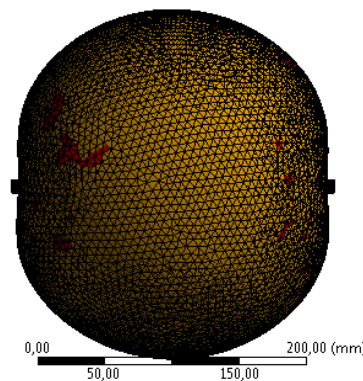
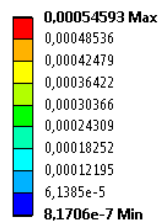
a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 18:50



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 18:51



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 18:51

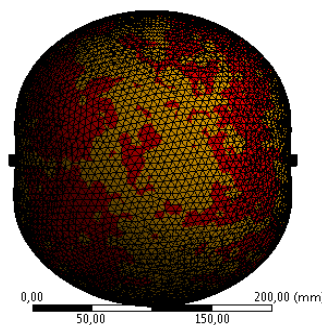
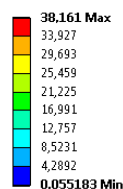
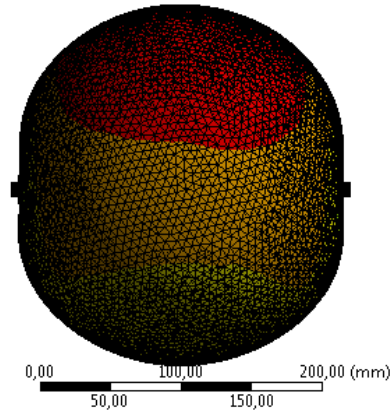
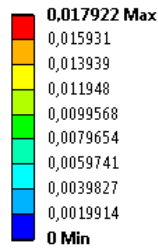


Figure III.4. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Aluminium.

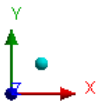
Réservoir en Acier Inoxydable :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:13

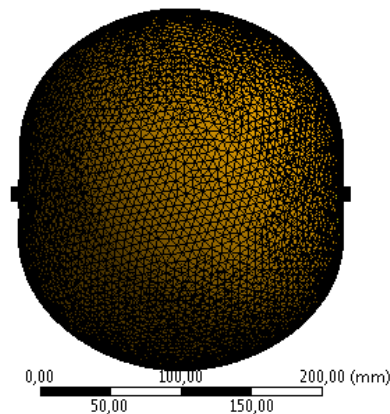
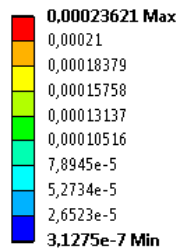


ANSYS
R16.0

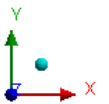


b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:13

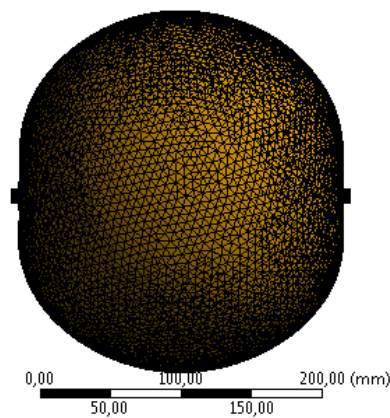
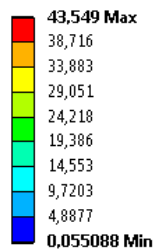


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:13



ANSYS
R16.0

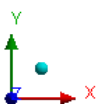
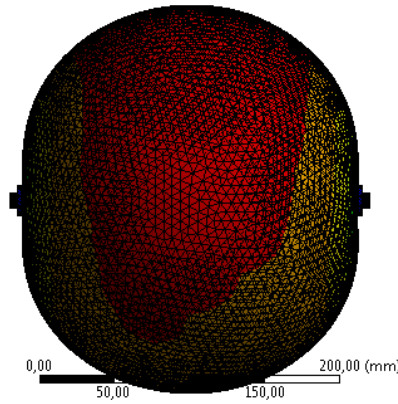
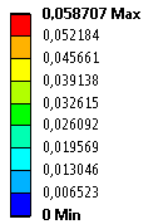


Figure III.5. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Acier Inoxydable.

Réservoir en Titane :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:16

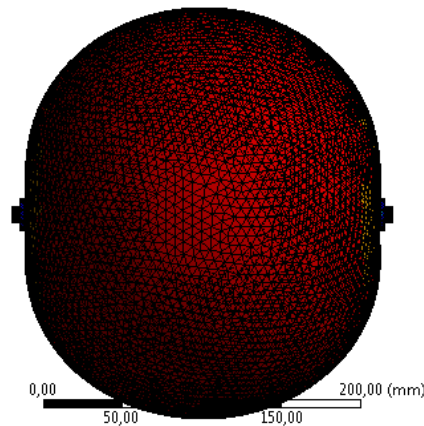
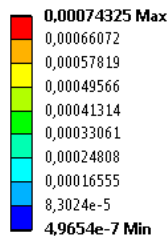


ANSYS
R16.0

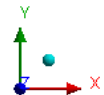


b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:16

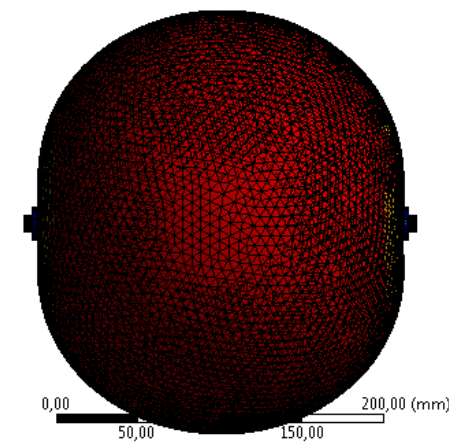
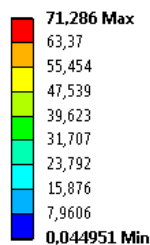


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:16



ANSYS
R16.0

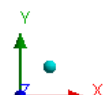


Figure III.6. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Titane.

Tuyère :

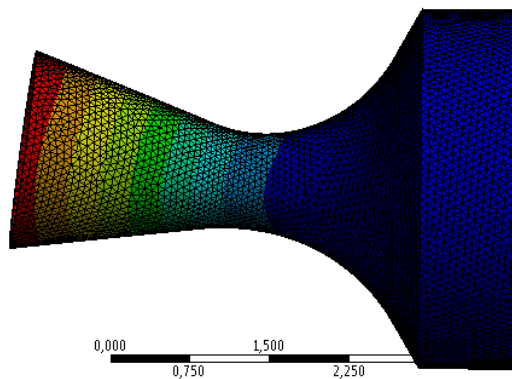
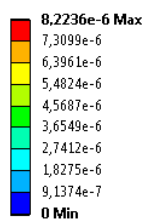
Les figures III.7, III.8 et III.9 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase I et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère. On note que le déplacement est très important sur la partie extrême du divergent, concernant les déformations et contraintes, elles sont importantes au niveau du col.

Le comportement de la tuyère pour la phase 1 est le même pour les trois matériaux.

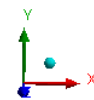
Tuyère en Aluminium :

a) Déplacement :

A: Structure statique
Déplacement total
Type: Déplacement total
Unité: mm
Temps: 1
22/05/2017 19:44

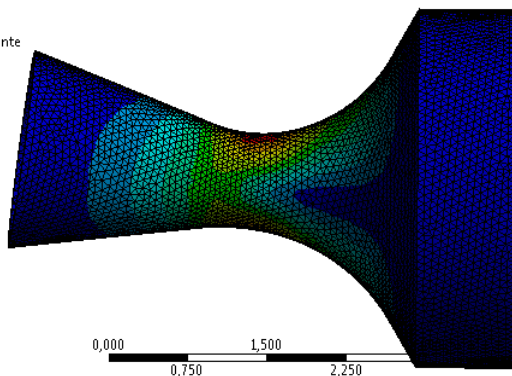
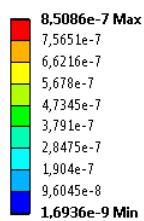


ANSYS
R16.0



b) Déformation :

A: Structure statique
Déformation élastique équivalente
Type: Déformation élastique équivalente
Unité: mm/mm
Temps: 1
22/05/2017 19:44

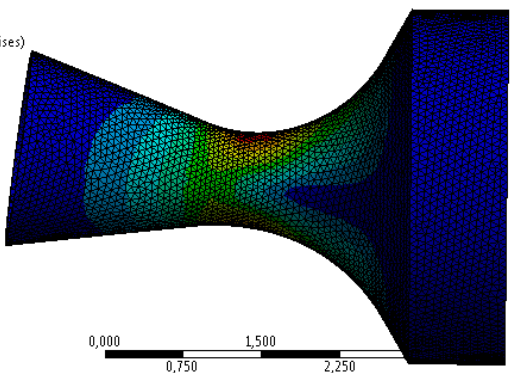
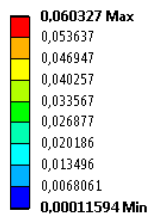


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
Contrainte équivalente
Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
Unité: MPa
Temps: 1
22/05/2017 19:44



ANSYS
R16.0

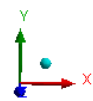
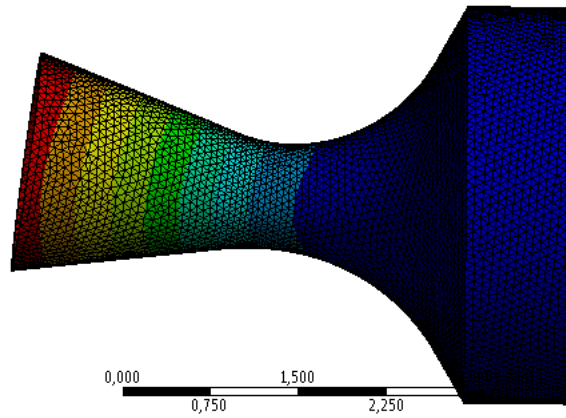
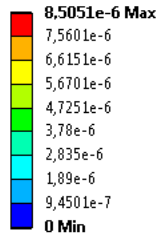


Figure III.7. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Aluminium.

Tuyère en Acier Inoxydable :

a) Déplacement :

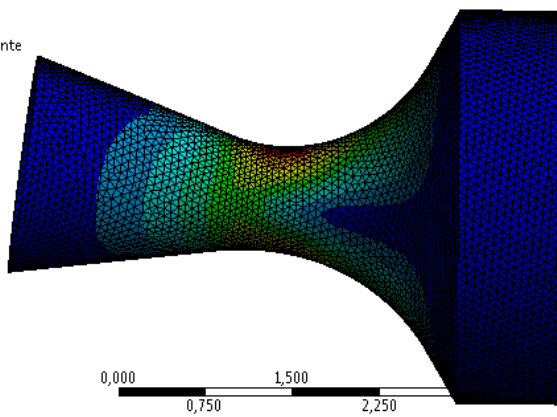
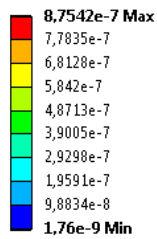
A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 20:27



ANSYS
R16.0

b) Déformation :

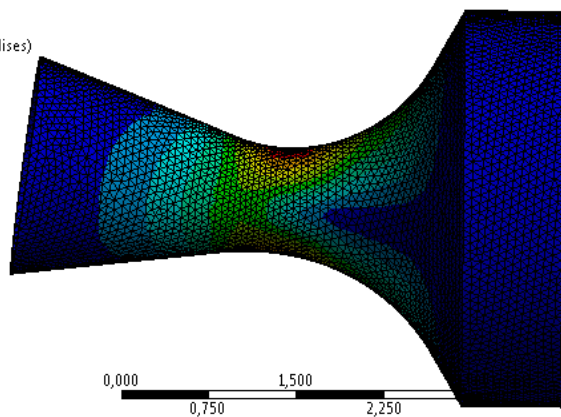
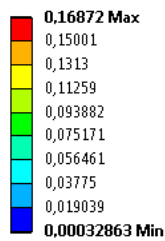
A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 20:27



ANSYS
R16.0

c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 20:27



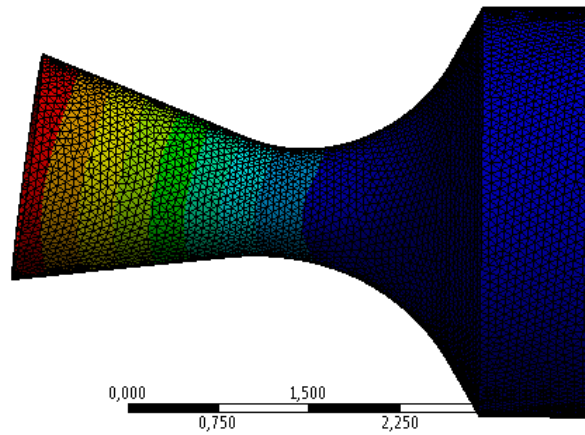
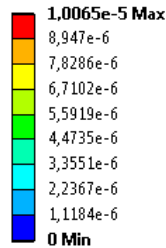
ANSYS
R16.0

Figure III.8. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Acier Inoxydable.

Tuyère en Titane :

a) Déplacement :

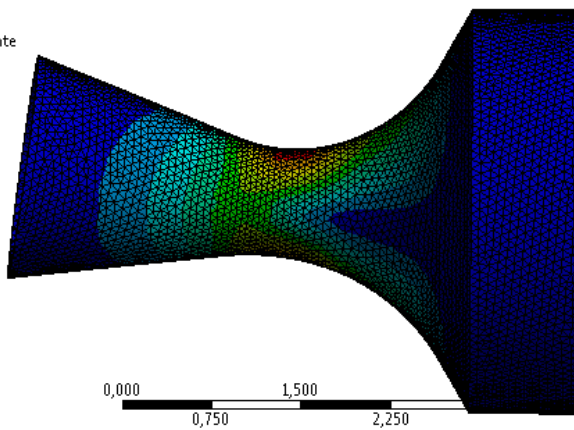
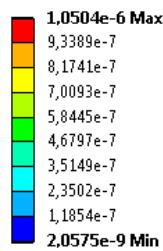
A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 20:30



ANSYS
R16.0

b) Déformation :

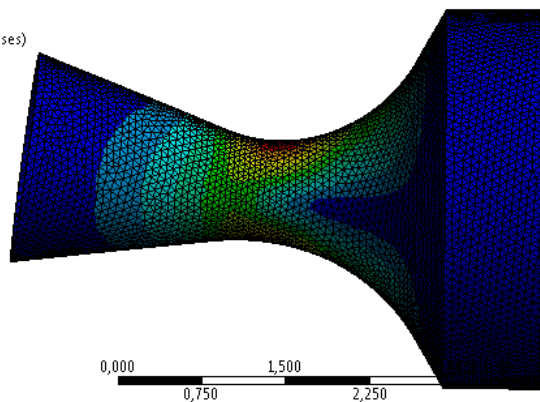
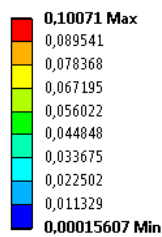
A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 20:31



ANSYS
R16.0

c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 20:31



ANSYS
R16.0

Figure III.9. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Titane.

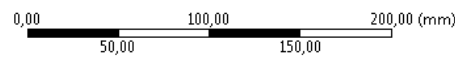
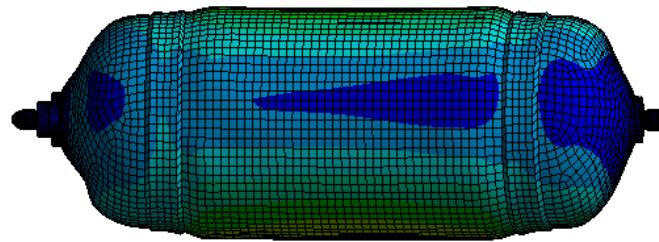
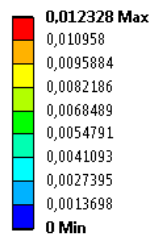
Alsat-1 :

Les figures III. 10 et III.11 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase1 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour les cas du réservoir et de la tuyère du satellite Alsat- 1.

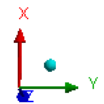
Réservoir :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:26

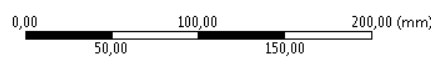
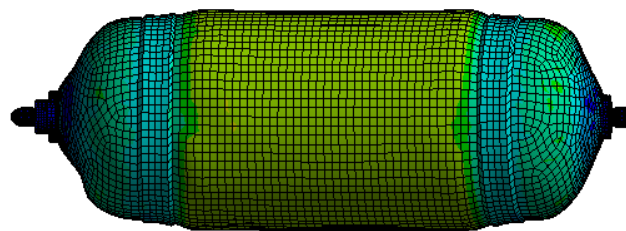
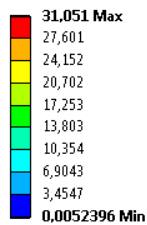


ANSYS
R16.0



b) Déformation :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:27

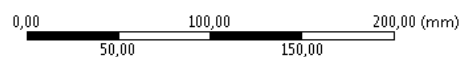
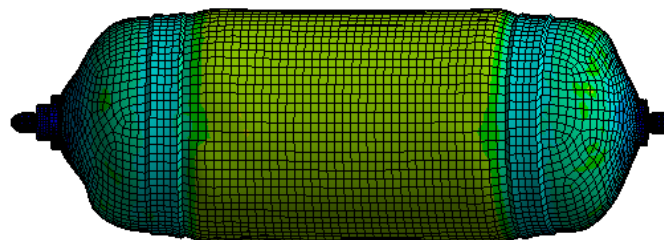
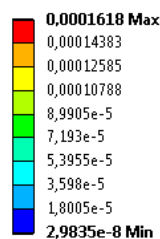


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:26



ANSYS
R16.0

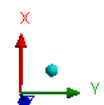
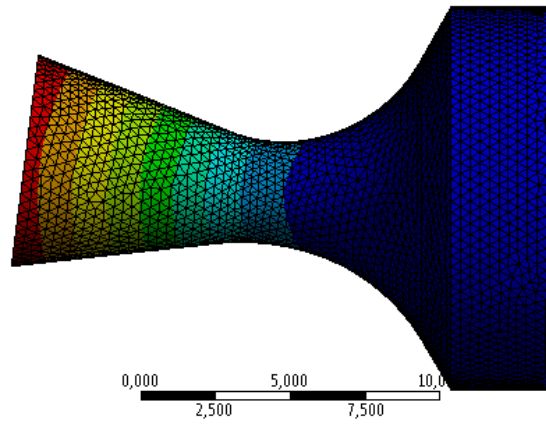
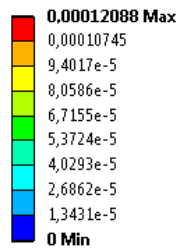


Figure III.10. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas de réservoir d'Alsat-1.

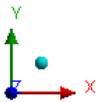
Tuyère :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 23/05/2017 12:40

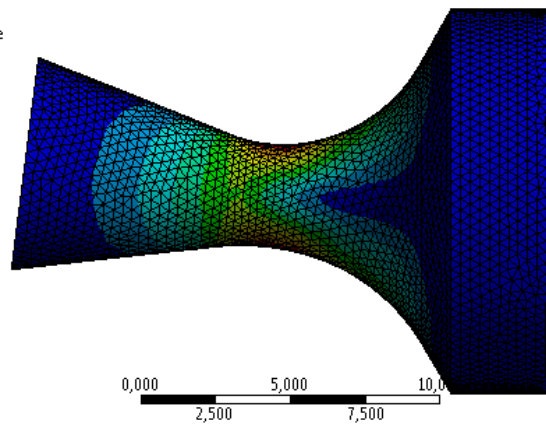
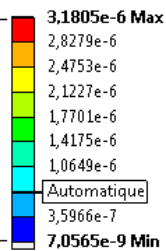


ANSYS
R16.0

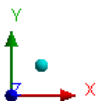


b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 23/05/2017 12:41

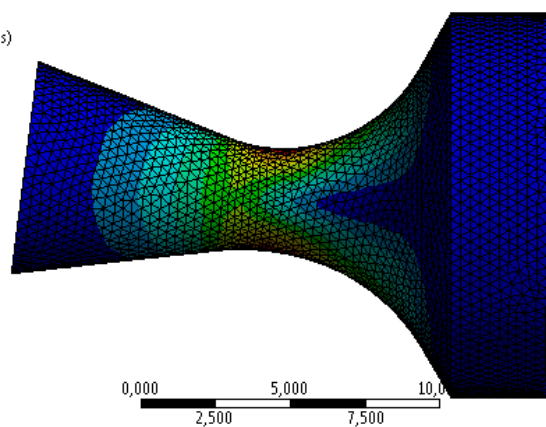
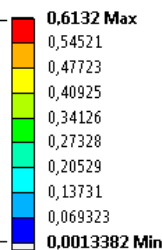


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 23/05/2017 12:41



ANSYS
R16.0

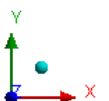


Figure III.11. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas de la tuyère d'Alsats-1.

Résultats relatifs à la phase 2 :

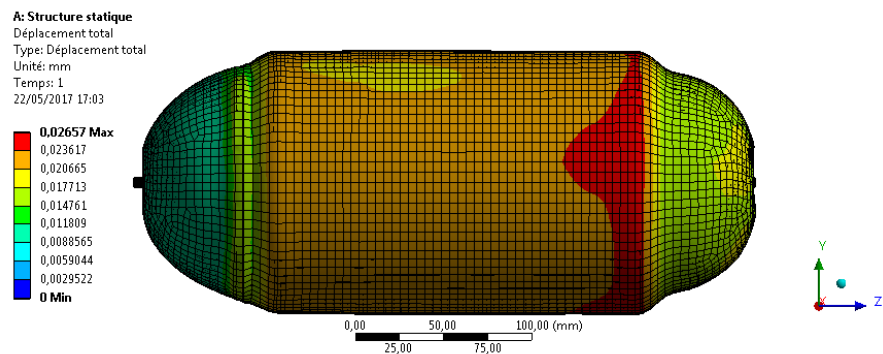
Réservoir cylindrique:

Les figures III.12, III.13 et III.14 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase 2 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique. On note que le déplacement les déformations et contraintes, elles sont importantes au niveau de la section cylindrique contrairement aux sections sphériques.

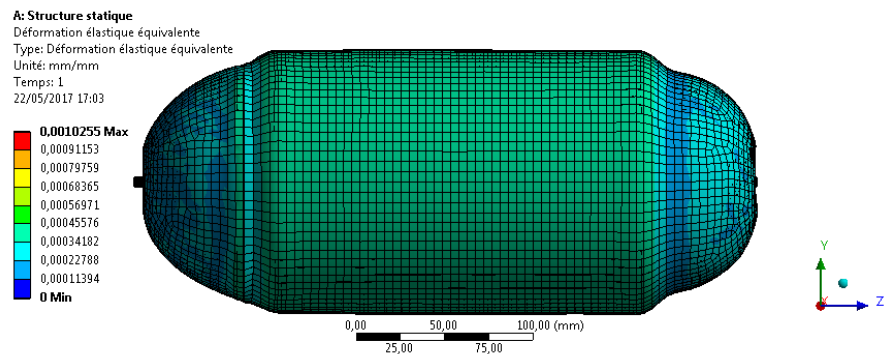
Le comportement du réservoir pour la phase 2 est le même pour les trois matériaux.

Réservoir en Aluminium :

a)- Déplacement :



b)- Déformation :



c)- Contrainte :

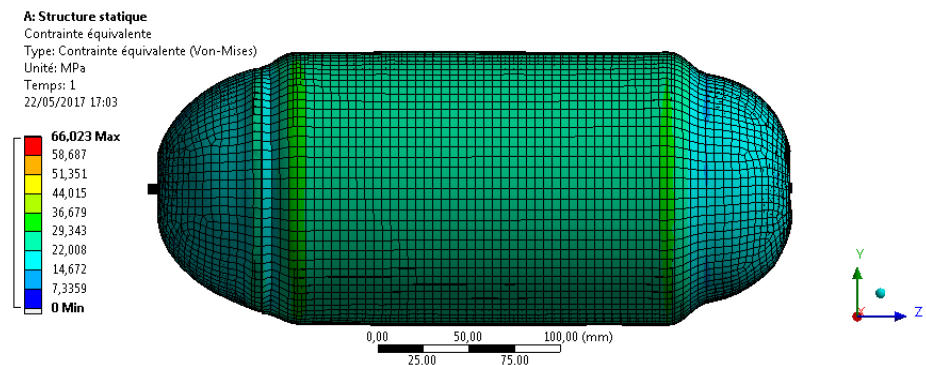
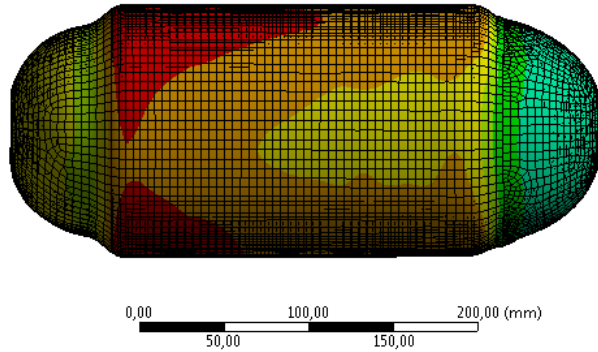
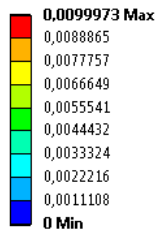


Figure III.12. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Aluminium.

Réservoir en Acier Inoxydable :

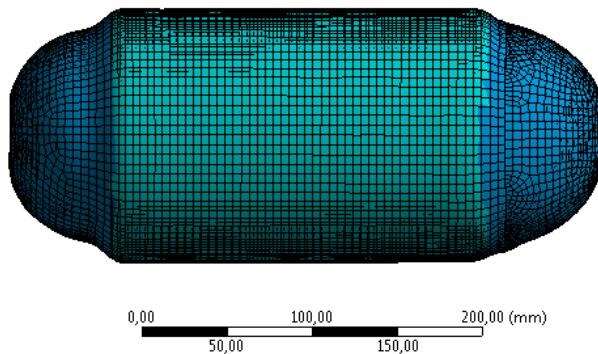
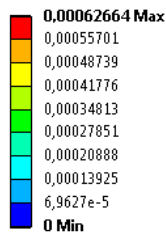
a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 16:54



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 16:56



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 16:56

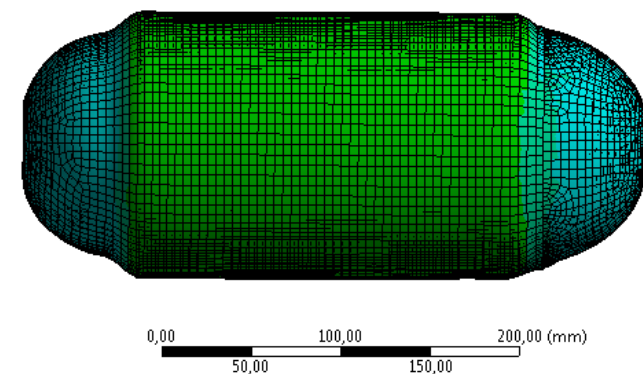
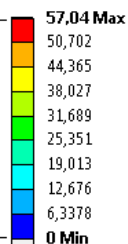
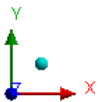
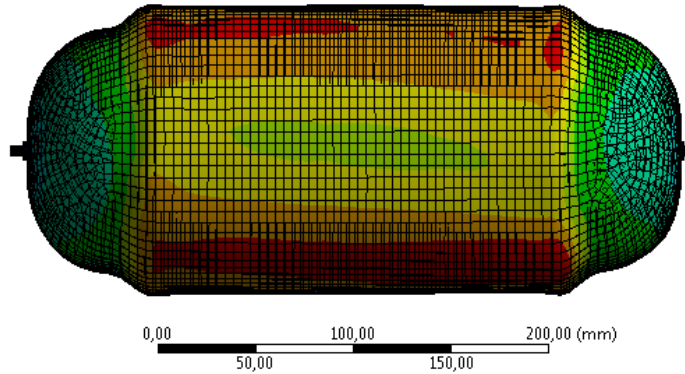
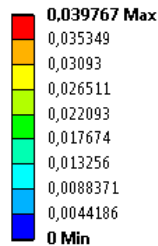


Figure III.13. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Acier Inoxydable.

Réservoir en Titane :

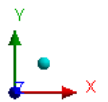
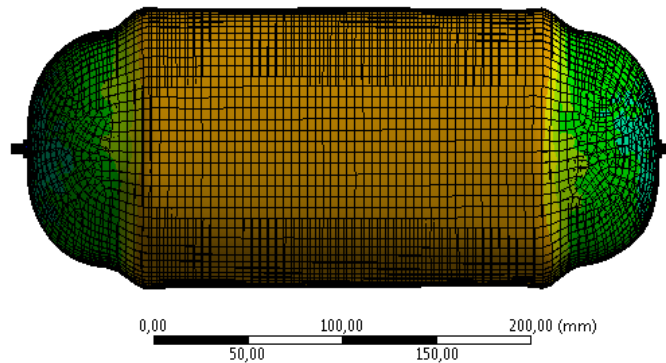
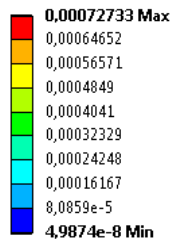
a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 17:12



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 17:12



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 17:12

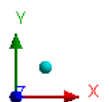
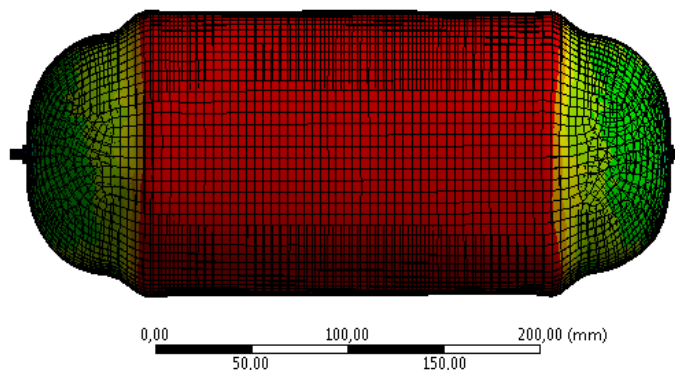
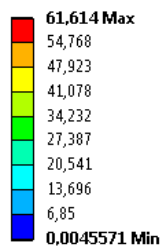


Figure III.14. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir cylindrique en Titane

Réservoir sphérique :

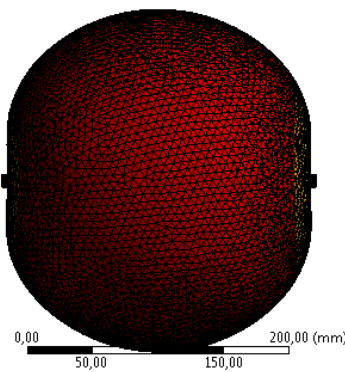
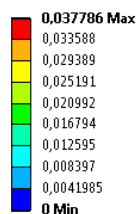
Les figures III.15, III.16 et III.17 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase 2 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique. On note que le déplacement, les contraintes et les déformations, elles sont réparties sur toute la surface du réservoir, cela est dû à la seule contrainte qui est la pression interne générée de manière équitable, mais elles sont plus faibles au niveau des supports.

Le comportement du réservoir pour la phase 2 est le même pour les trois matériaux.

Réservoir en Aluminium :

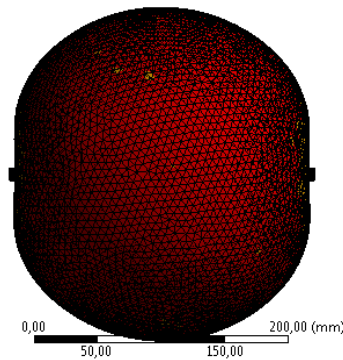
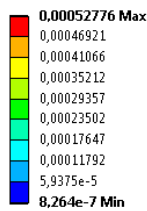
a) Déplacement :

A: Structure statique
Déplacement total
Type: Déplacement total
Unité: mm
Temps: 1
22/05/2017 18:53



b) Déformation :

A: Structure statique
Déformation élastique équivalente
Type: Déformation élastique équivalente
Unité: mm/mm
Temps: 1
22/05/2017 18:53



c) Contrainte :

A: Structure statique
Contrainte équivalente
Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
Unité: MPa
Temps: 1
22/05/2017 18:53

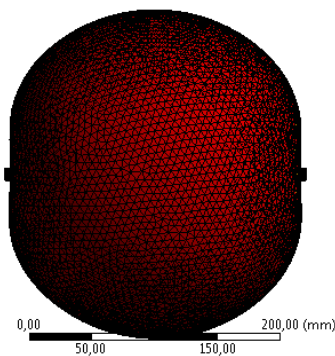
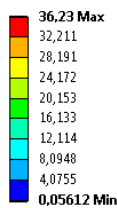
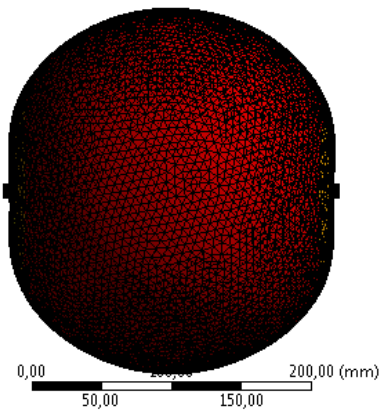
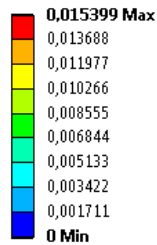


Figure III.15. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Aluminium pour la phase 2.

Réservoir en Acier Inoxydable :

a) Déplacement :

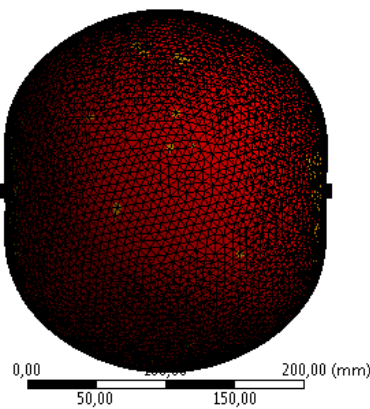
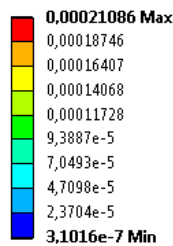
A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:10



ANSYS
R16.0

b) Déformation :

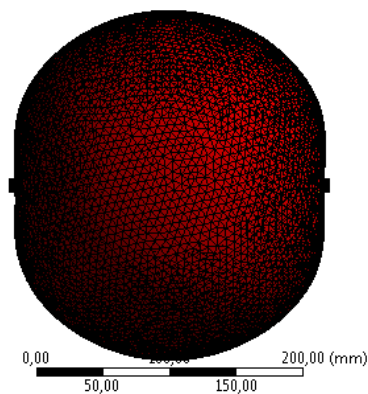
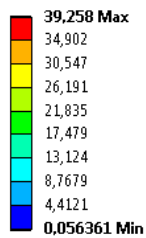
A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:11



ANSYS
R16.0

c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:11



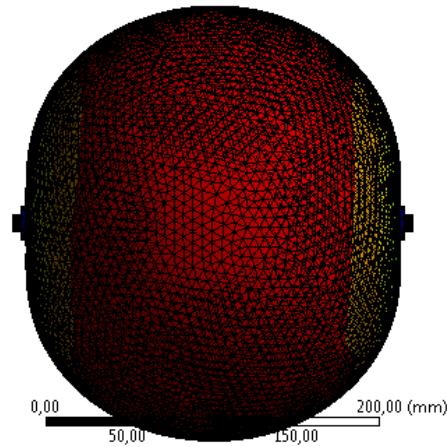
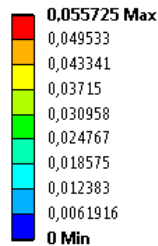
ANSYS
R16.0

Figure III.16. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Acier Inoxydable pour la phase 2

Réservoir en Titane :

a) Déplacement :

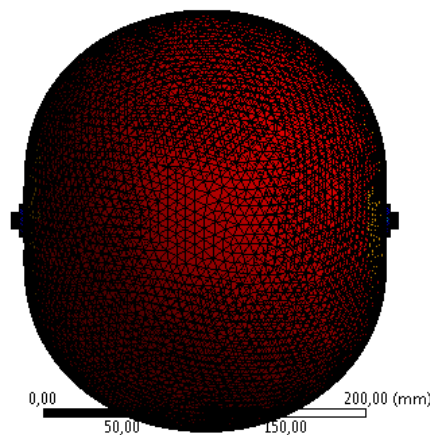
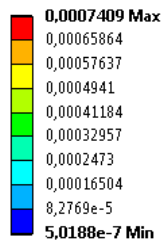
A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:18



ANSYS
R16.0

b) Déformation :

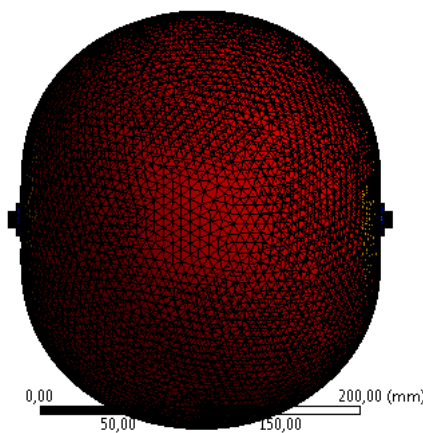
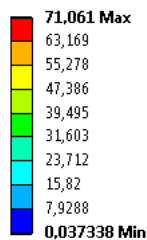
A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:18



ANSYS
R16.0

c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:19



ANSYS
R16.0

Figure III.16. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'un réservoir sphérique en Titane pour la phase 2.

Tuyère :

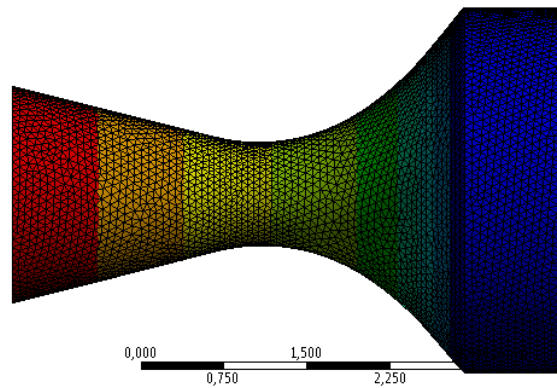
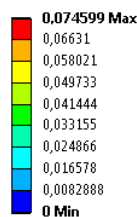
Les figures III.17, III.18 et III.19 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase 2 relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère. On note que le déplacement est très important sur la partie extrême du divergent, concernant les déformations et contraintes, elles sont importantes au niveau du support fixe.

Le comportement de la tuyère pour la phase 2 est le même pour les trois matériaux.

Tuyère en Aluminium :

a) Déplacement :

A: Structure statique
Déplacement total
Type: Déplacement total
Unité: mm
Temps: 1
03/06/2017 17:59

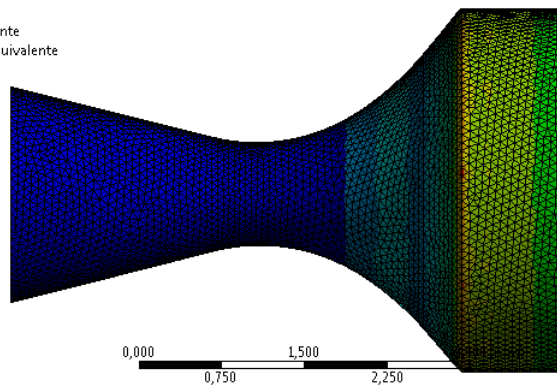
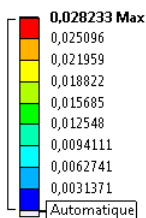


ANSYS
R16.0



b) Déformation :

A: Structure statique
Déformation élastique équivalente
Type: Déformation élastique équivalente
Unité: mm/mm
Temps: 1
03/06/2017 18:00

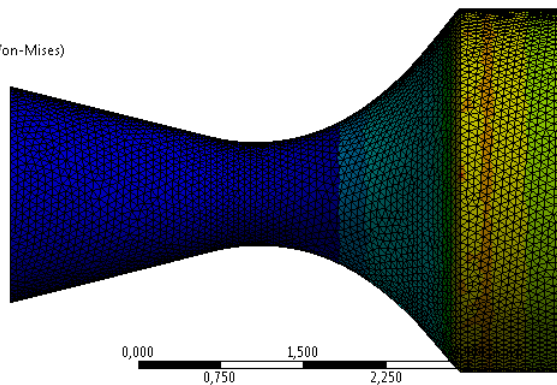
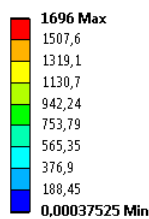


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
Contrainte équivalente
Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
Unité: MPa
Temps: 1
03/06/2017 18:00



ANSYS
R16.0

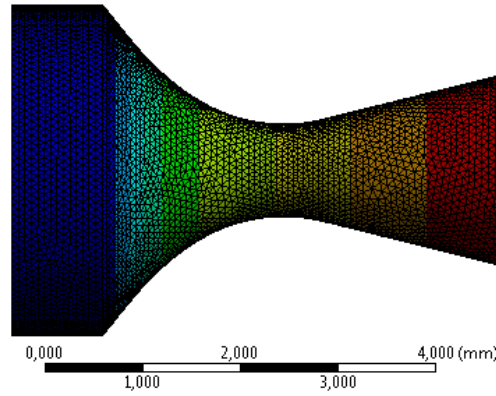
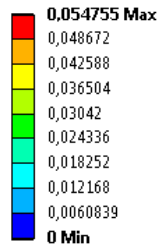


Figure III.17. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Aluminium pour la phase 2.

Tuyère en Acier Inoxydable :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 03/06/2017 17:58

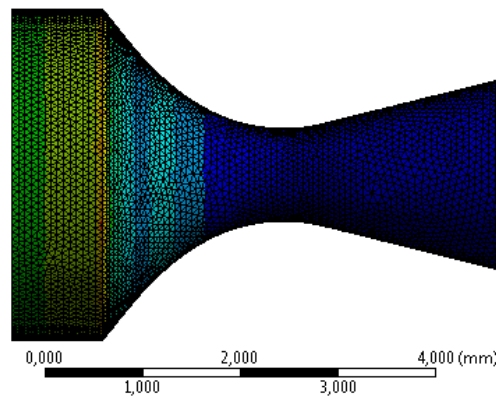
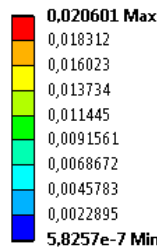


ANSYS
R16.0

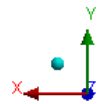


b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 03/06/2017 17:58

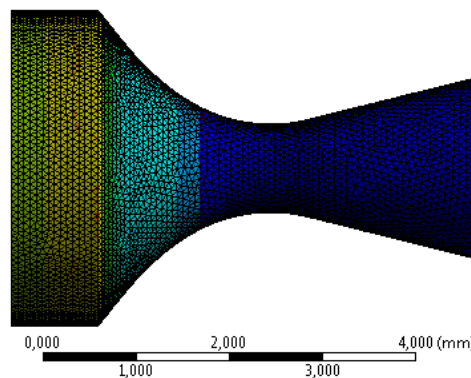
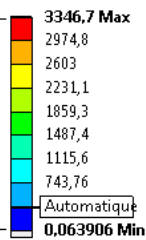


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 03/06/2017 17:58



ANSYS
R16.0

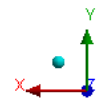
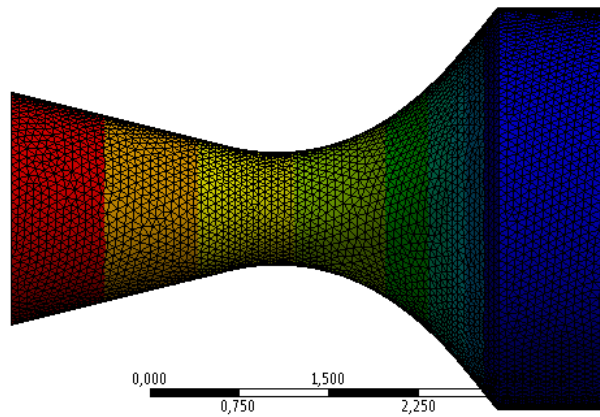
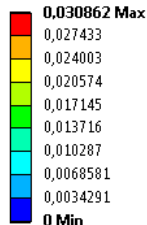


Figure III.18. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Acier Inoxydable pour la phase 2.

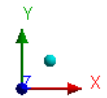
Tuyère en Titane :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 03/06/2017 17:55

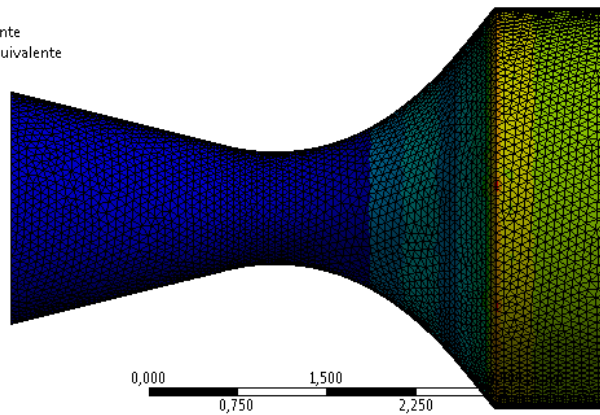
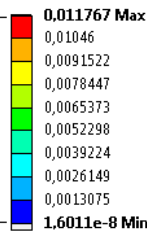


ANSYS
R16.0

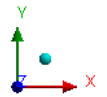


b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 03/06/2017 17:56

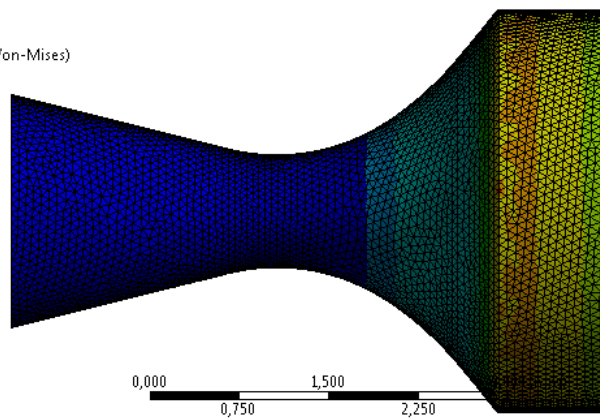
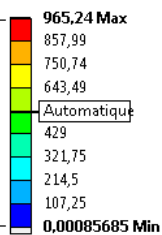


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 03/06/2017 17:56



ANSYS
R16.0

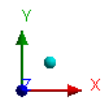


Figure III.19. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas d'une tuyère en Titane pour la phase 2.

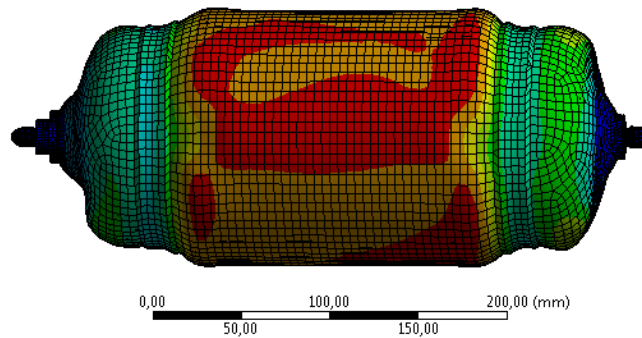
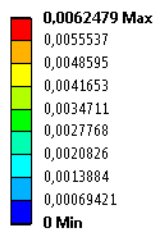
Alsat-1 :

Les figures III. 20 et III.21 montrent les résultats issus de la simulation numérique pour la phase1 et relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour les cas du réservoir et de la tuyère du satellite Alsat- 1.

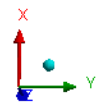
Réservoir :

a) Déplacement :

A: Structure statique
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Unité: mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:31

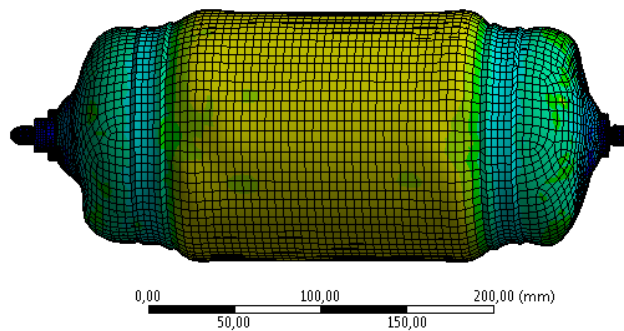
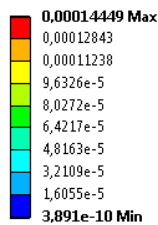


ANSYS
R16.0



b) Déformation :

A: Structure statique
 Déformation élastique équivalente
 Type: Déformation élastique équivalente
 Unité: mm/mm
 Temps: 1
 22/05/2017 19:31

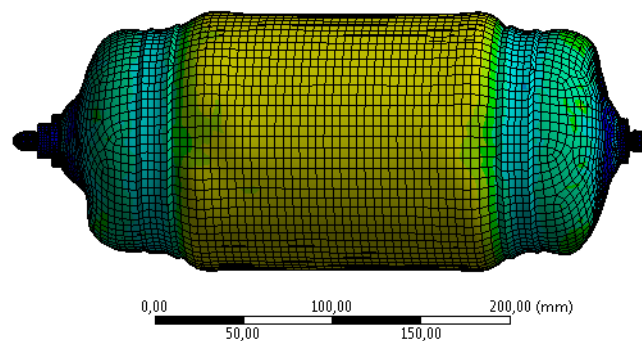
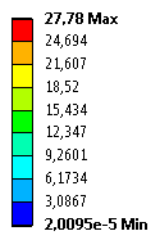


ANSYS
R16.0



c) Contrainte :

A: Structure statique
 Contrainte équivalente
 Type: Contrainte équivalente (Von-Mises)
 Unité: MPa
 Temps: 1
 22/05/2017 19:32



ANSYS
R16.0

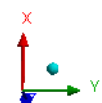
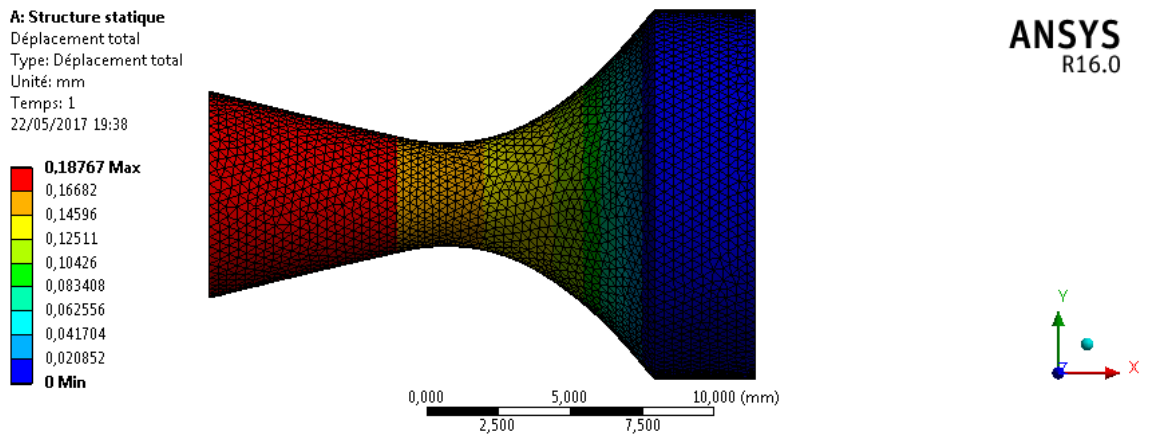


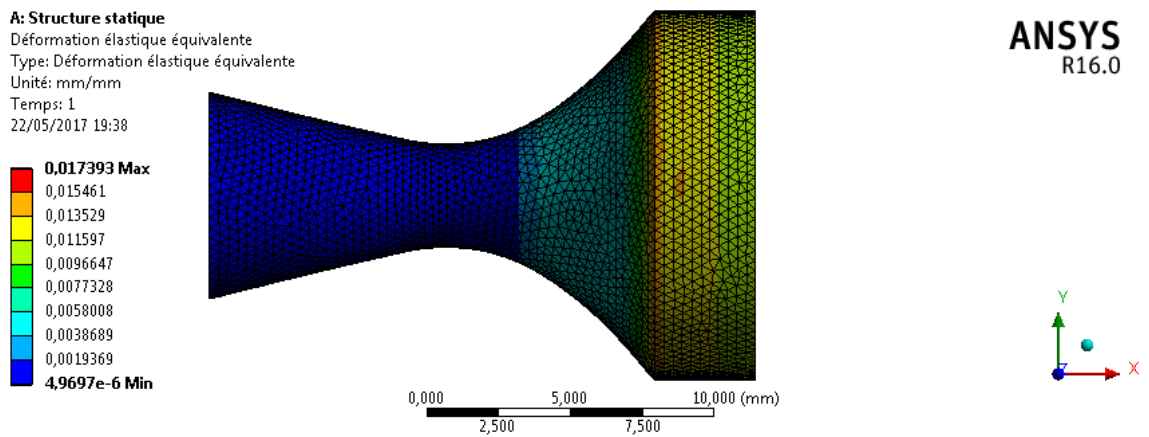
Figure III.20. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et à la contrainte pour le cas du réservoir d'Alsat-1 pour la phase 2

Tuyère :

a) Déplacement :



b) Déformation :



c) Contrainte :

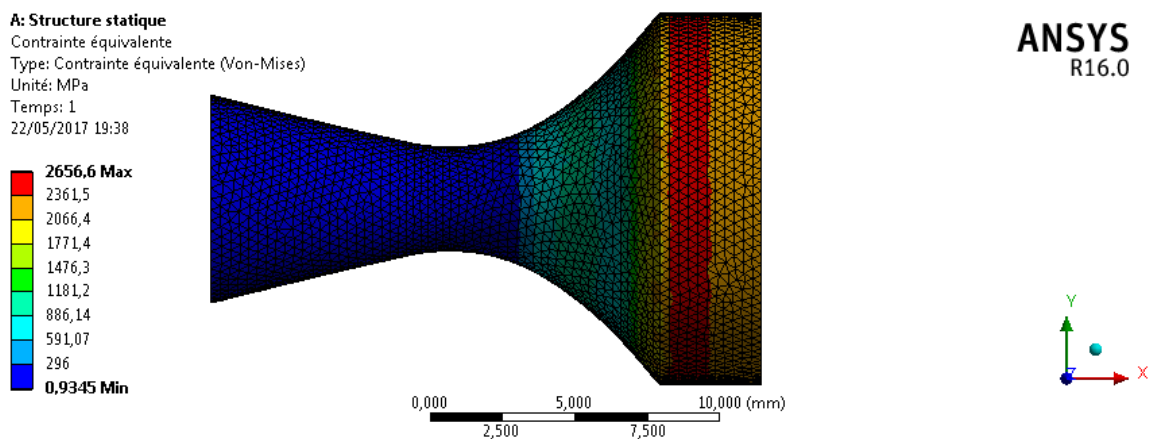


Figure III.21. Résultats relatifs au déplacement, à la déformation et aux contraintes pour le cas de la tuyère d'Alsac-1 pour la phase 2

III.1.1. Tableau récapitulatif :

Les tableaux III.1 et III.2 donnent respectivement les valeurs des paramètres mécaniques (déplacement, contraintes et déformation) relatives aux réservoirs (cylindrique et sphérique) et à la tuyère pour trois matériaux et pour les phases de lancement et de fonctionnement de deux types de satellites.

Tableau III.1. Valeurs d'analyse statique en phase de lancement.

Statique	Type	Matériaux	Phase de lancement		
			Déplacement (mm)	Contraintes (Mpa)	Déformation
Réservoir	Cylindrique	Alum	0.032738	67.644	0.0010304
		Inox	0.016653	54.512	0.00061544
		Titane	0.044056	61.364	0.00074205
	Sphérique	Alum	0.040152	38.161	0.00054593
		Inox	0.017922	43.549	0.00023621
		Titane	0.058707	71.286	0.00074325
	ALSAT1		0.012328	31.051	0.0001618
Tuyère		Alum	8.15E-06	0.059427	8.39E-07
		Inox	8.51E-06	0.16872	8.75E-07
		Titane	9.94E-06	9.80E-02	1.02E-06
	ALSAT1		0.00012088	0.6132	3.18E-06

Tableau III.2. Valeurs d'analyse statique en phase de fonctionnement.

Statique	Type	Matériaux	Phase de fonctionnement		
			Déplacement (mm)	Contraintes (Mpa)	Déformation
Réservoir	Cylindrique	Alum	0.02657	66.023	0.0010255
		Inox	0.0099973	57.04	0.00062664
		Titane	0.039767	61.614	0.00072733
	Sphérique	Alum	0.037786	36.23	0.00052776
		Inox	0.015399	39.258	0.00021086
		Titane	0.055725	71.061	0.0007409
	ALSAT1		0.0062479	27.78	0.00014449
Tuyère		Alum	0.074599	1696	0.028233
		Inox	0.054755	3346.8	0.020601
		Titane	0.030862	965.24	0.011767
	ALSAT1		0.18767	2656.6	0.017393

III.1.2. Analyse des résultats et discussions:

- Réservoir :

- Déplacement :

Parmi les trois matériaux étudiés, nous remarquons que le titane a le déplacement le plus grand contrairement à l'acier inoxydable.

- Contrainte :

On remarque que les contraintes sont plus importantes pour le titane contrairement pour l'aluminium qui est la plus faible.

Concernant les géométries, les sollicitations sont plus importantes pour la configuration cylindrique que sphérique, cela est due à la répartition des contraintes.

- Déformation :

On remarque que les déformations réagissent de la même manière que les déplacements, c'est-à-dire elles sont plus importante pour le titane contrairement pour l'acier inoxydable.

- Tuyère :

- Déplacement :

On remarque que les déplacements sont plus importantes au niveau du divergent de la tuyère. Les déplacements sont importants pour le titane contrairement à l'aluminium.

- Contrainte :

On remarque que les contraintes sont plus importantes au niveau des supports. La sollicitation est plus importante pour l'acier inoxydable contrairement à l'aluminium.

- Déformation :

On remarque que les déformations sont plus importantes au niveau du col de la tuyère pour la 1^{ère} phase (de lancement) et au niveau des supports et du convergent pour la 2^{ème} phase (de fonctionnement). En termes de matériaux, les déformations sont plus importantes pour le titane contrairement pour l'aluminium.

En résumé, on peut relever que dans le cas de la partie quasi-statique, on s'est intéressé aux conditions extrêmes que le satellite subit lors du lancement et pendant son fonctionnement.

Les résultats obtenus montrent que les sollicitations les plus importantes en termes de contrainte sont au niveau du titane, cela est dû au fait que le matériau a la plus grande limite d'élasticité.

Pour le cas du réservoir, les sollicitations au niveau de la configuration sphérique sont plus importantes et sont réparties sur toute la surface.

On peut conclure pour cette partie, que le titane est le meilleur candidat. Malgré que les contraintes subies sont importantes, les valeurs maximales restent loin de la limite d'élasticité.

III.2. Analyse dynamique :

L'analyse dynamique se fera pour la phase de lancement, car au cours du transport du satellite, ce dernier est soumis à d'extrêmes conditions de vibrations.

Chaque lanceur détient ses propres caractéristiques en termes d'accélération et de vibration, notre analyse se fera en prenant en considération le lanceur **PSLV** que nous allons voir par la suite.

L'objectif de faire une analyse dynamique est de déterminer le comportement dynamique d'une structure ou d'un composant. Pour le comportement mécanique de la structure, certains effets seront examinés :

- caractéristiques de la vibration : Comment la structure va-t-elle vibrer et à quelle fréquences ?
- effet de vibrations harmonique ;
- effet de séismes ou de choc ;
- effet de vibrations aléatoires.

La figure III.22 montre le schéma relatif à l'analyse dynamique.

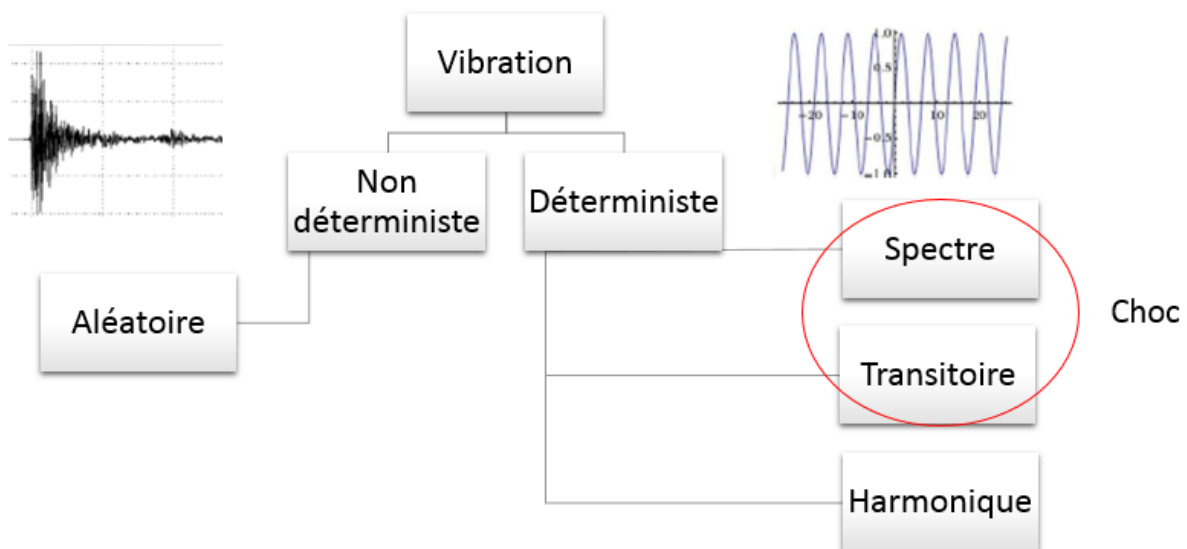


Figure III.22. Schématisation de l'analyse dynamique.

Dans le cas de notre étude, on s'est intéressé à trois analyses: modale, harmonique et aléatoire.

III.2.1. Analyse modale :

L'objectif de l'analyse modale est de :

- permettre au concepteur d'éviter les fréquences de résonance ;
- donner une idée sur comment la structure va-t-elle réagir pour différentes charges dynamique ;
- faciliter l'interprétation et le contrôle des différents résultats obtenu lors de différentes analyse dynamique. C'est d'ailleurs la raison pour laquelle l'analyse dynamique commence généralement par l'analyse modale.

L'analyse modale est une technique permettant la détermination des différentes caractéristiques de la structure :

- **Fréquences naturelle :**
 - A quelles fréquences la structure va-t-elle se déformer ?
- **Différents modes :**
 - Quelle forme la structure aura si la fréquence de résonance est atteinte ?

Dans notre analyse, on doit impérativement trouver les fréquences émis par le lanceur inférieures à celle de notre structure.

Le tableau III. 3 donne les fréquences générées par le lanceur PSLV.

Tableau III.3. Fréquences générées par le lanceur PSLV Lors du décollage de la fusée.

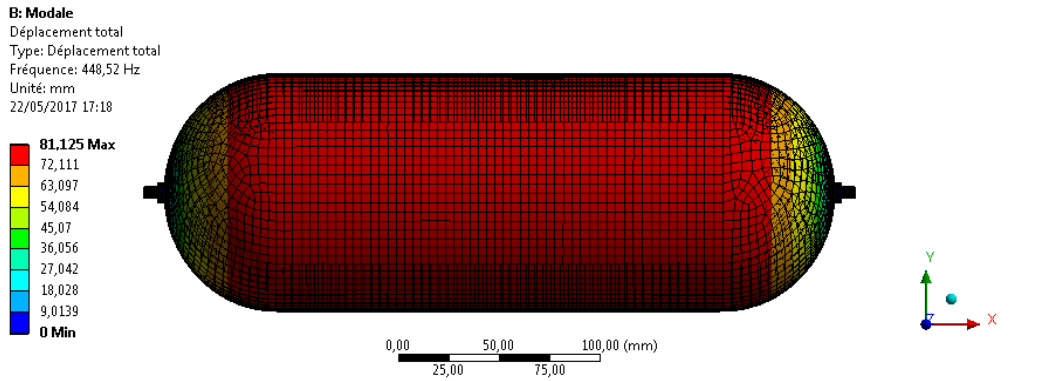
	Fréquences générées						
PSLV	31,5	63	125	250	500	1000	2000

III.2.1.1. Résultats issus de la simulation numérique:

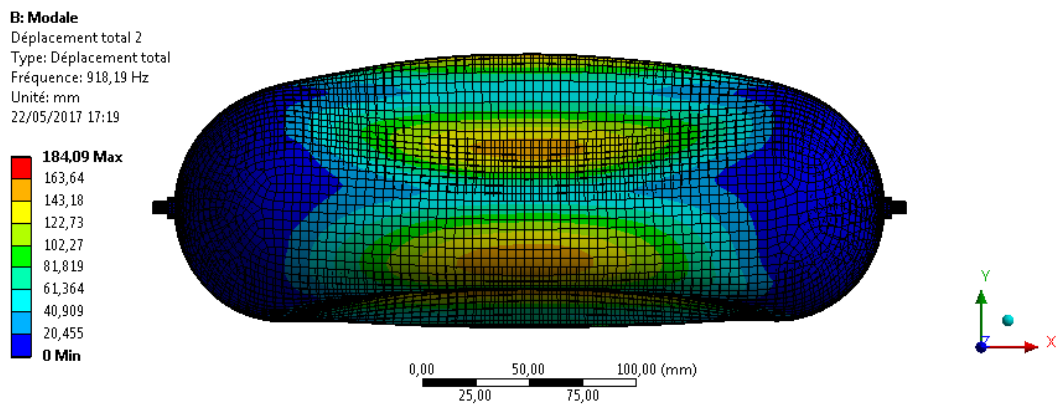
Réservoir cylindrique :

La figure III.23 représente le comportement du réservoir cylindrique lorsque les fréquences de résonance sont atteintes.

a) Mode 1 :



b) Mode 2 :



c) Mode 3 :

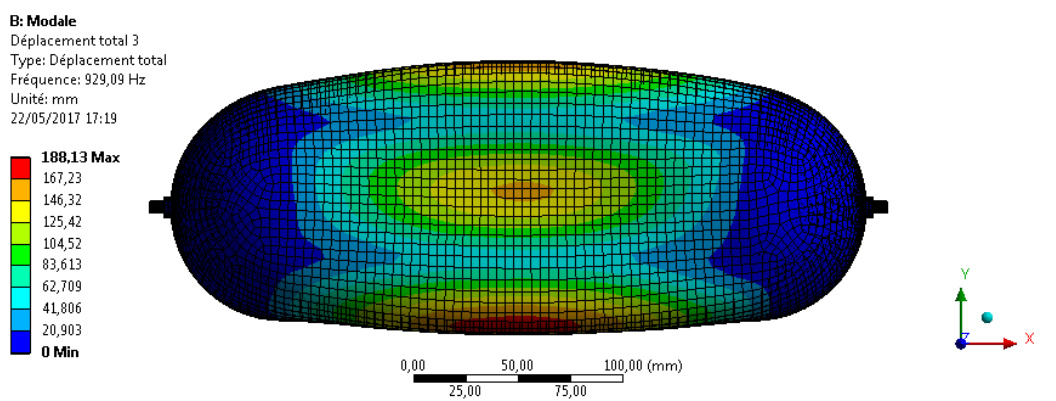


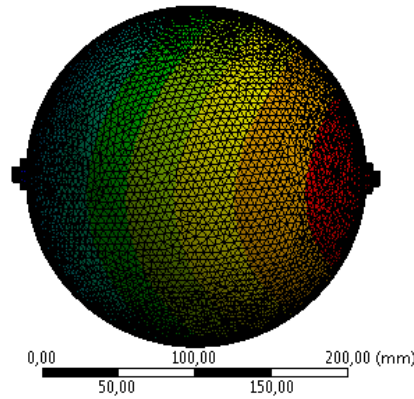
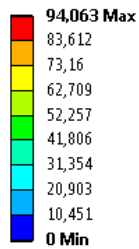
Figure III.23. Les trois premiers modes du réservoir cylindrique

Réservoir Sphérique :

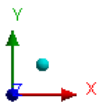
La figure III.24 représente le comportement du réservoir sphérique lorsque les fréquences de résonance sont atteintes.

a) Mode 1 :

B: Modale
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 104,03 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 18:56

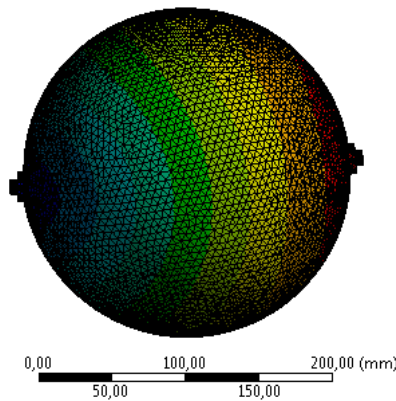
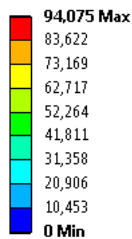


ANSYS
R16.0



b) Mode 2 :

B: Modale
 Déplacement total 2
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 104,77 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 18:56

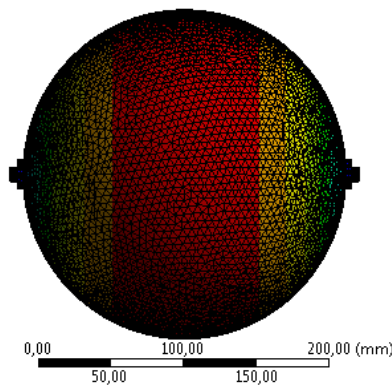
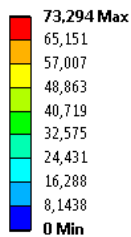


ANSYS
R16.0



c) Mode 3 :

B: Modale
 Déplacement total 3
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 502,97 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 18:57



ANSYS
R16.0



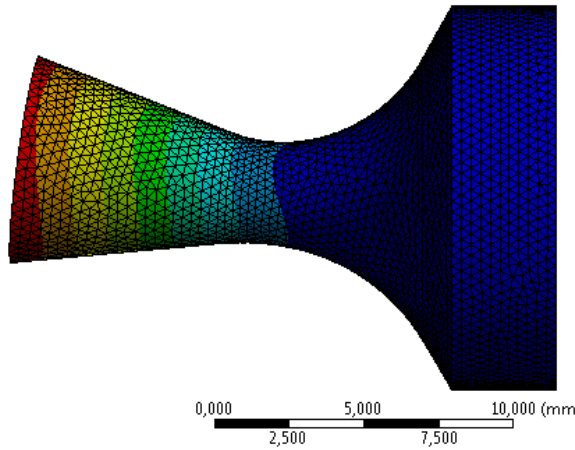
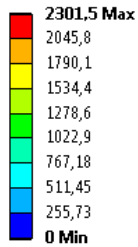
Figure III.24. Les trois premiers modes du réservoir sphérique

Tuyère :

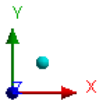
La figure III.25 représente le comportement de la tuyère lorsque les fréquences de résonance sont atteintes.

a) Mode 1 :

B: Modale
 Déplacement total
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 16919 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 19:40

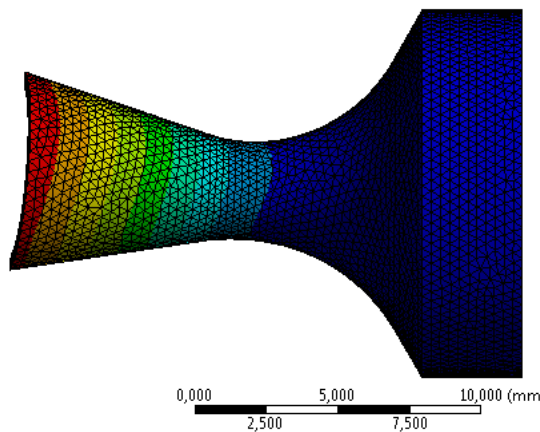
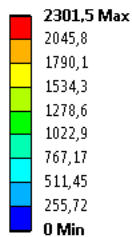


ANSYS
R16.0

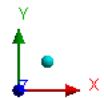


b) Mode 2 :

B: Modale
 Déplacement total 2
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 16921 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 19:41

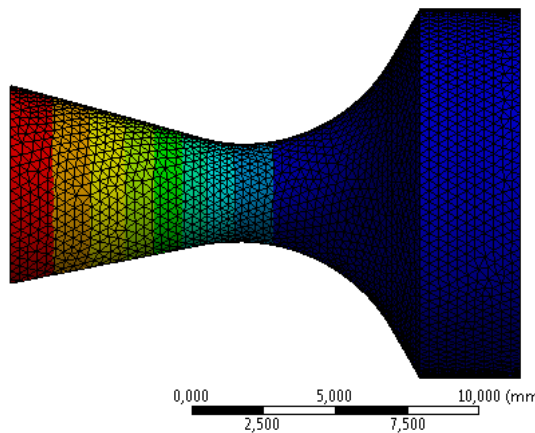
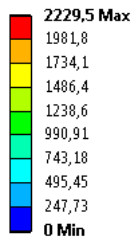


ANSYS
R16.0



c) Mode 3 :

B: Modale
 Déplacement total 3
 Type: Déplacement total
 Fréquence: 39557 Hz
 Unité: mm
 22/05/2017 19:41



ANSYS
R16.0

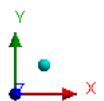


Figure III.25. Les trois premiers modes de la tuyère

Tableau récapitulatif :

Le tableau III.4 présente les fréquences relatives aux réservoirs et à la tuyère données par l'analyse modale.

Tableau III.4. Fréquences relatives aux réservoirs et à la tuyère données par l'analyse modale.

Modale		Type	Matériaux	Modes					
				1	2	3	4	5	6
les fréquences (Hz)	Réservoir	Cylindrique	Alum	320.4	1158.4	1166	1342.2	1385.6	1411.1
			Inox	318.89	1123.8	1130.8	1292.7	1341.6	1370.7
			Titane	448.52	918.19	929.09	1075.7	1078.5	1185.9
		Sphérique	Alum	104.03	104.77	502.97	1067.6	3441.4	3445.9
			Inox	103.57	104.63	502.13	1067.4	3419.5	3421.9
			Titane	151.3	160.69	488.13	1265.6	3227.4	3232.9
	ALSAT1			390.66	78.121	263.21	339.75	531.7	780.59
	Tuyère		Alum	64821	64826	1.50E+05	1.96E+05	1.96E+05	2.91E+05
			Inox	63759	63764	149400	191670	192490	284430
			Titane	58864	58879	1.34E+05	1.83E+05	1.84E+05	2.65E+05
		ALSAT1			16919	16921	39557	52302	52555

III.2.1.2. Analyse des résultats :

- Réservoir :

Pour le réservoir cylindrique, on remarque que les valeurs des fréquences des modes importantes par ordre décroissant, à commencer par l'aluminium, l'acier inoxydable et le titane. La figure III.26 montre l'évolution des fréquences pour les six premiers modes relatifs aux réservoirs cylindriques.

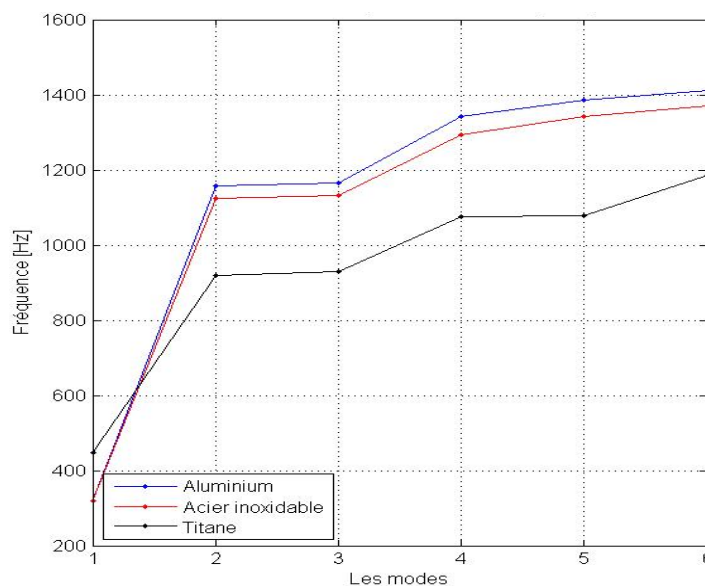


Figure III.26. Graphe représentant les six premiers modes pour les réservoirs cylindriques.

Pour le réservoir sphérique, on note que la première fréquence est moins importante lorsqu'on utilise l'acier inoxydable. De plus, les valeurs sont presque identiques pour tous les matériaux.

Les figures III.27 et III.28 montrent respectivement l'évolution des fréquences pour les six premiers modes pour les réservoirs sphériques et ceux d'Alast-1.

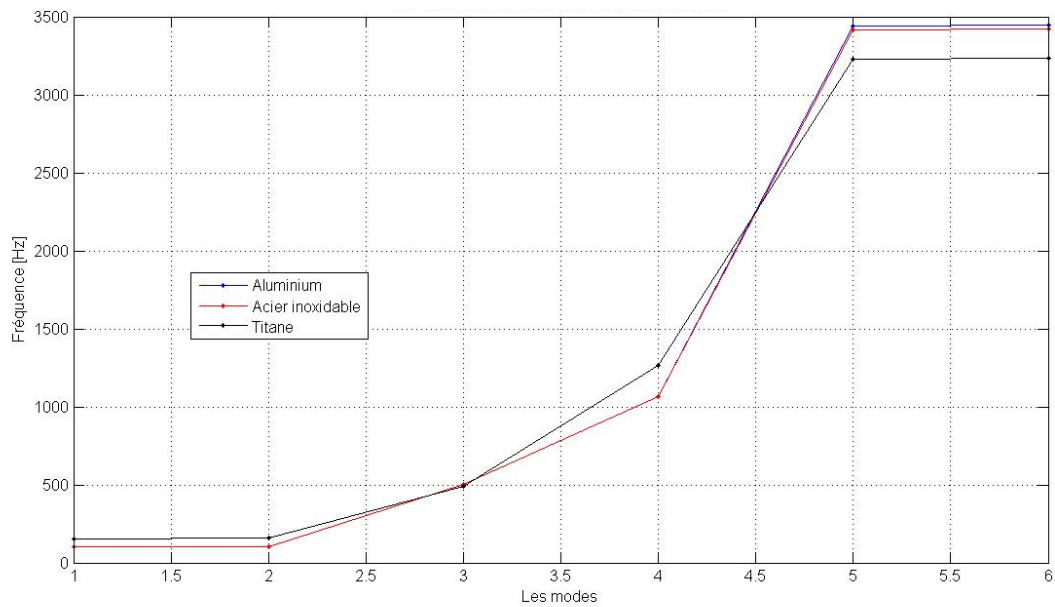


Figure III.27. Graphe représentant les six premiers modes pour les réservoirs sphériques.

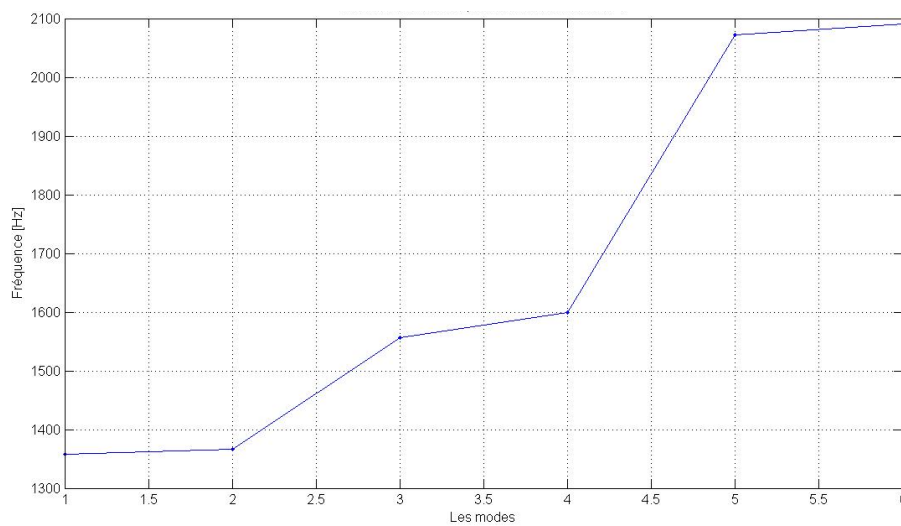


Figure III.28. Graphe représentant les six premiers modes pour le réservoir d'ALSAT 1.

- **Tuyère :**

Les figures III.29 et III.30 montrent respectivement l'évolution des fréquences pour les six premiers modes relatives à la tuyère de notre étude et celle d'Alast-1. On note le même

comportement pour les réservoirs. Parmi les trois matériaux, les valeurs des fréquences des modes sont plus grandes pour l'aluminium, puis l'acier inoxydable puis le titane.

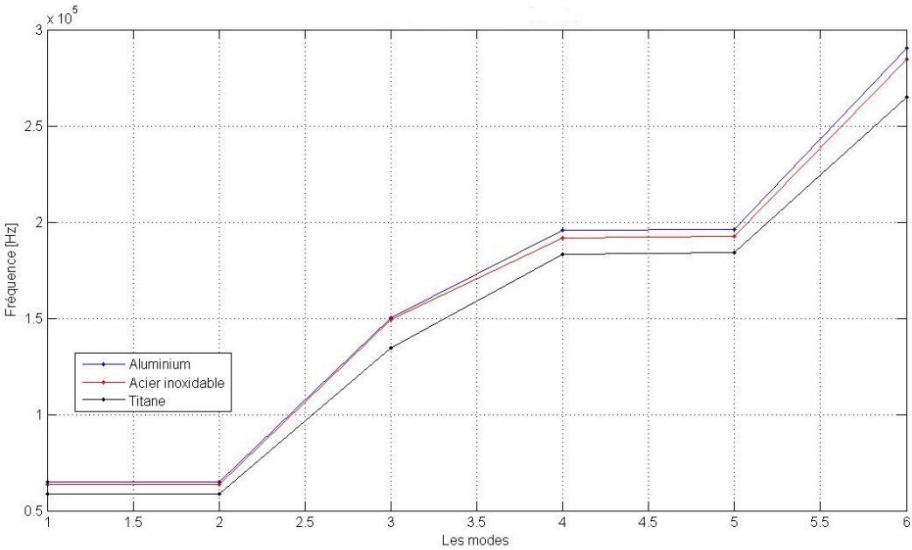


Figure III.29. Graphe représentant les six premiers modes pour la tuyère.

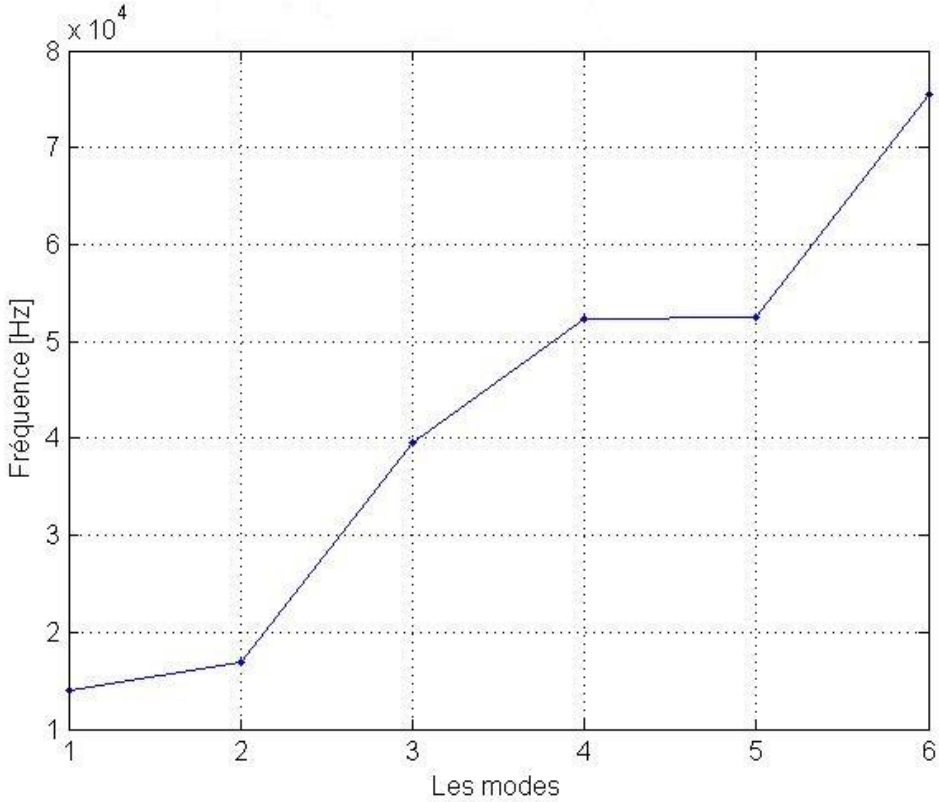


Figure III.30. Graphe représentant les six premiers modes pour la tuyère d'ALSAT1.

III.2.2. Analyse harmonique :

Le but de l'analyse harmonique est de :

- s'assurer que notre structure puisse résister à différentes charges sinusoïdales pour différentes fréquences :
- déterminer les réponses harmoniques et éviter les fréquences de résonances.

Dans le manuel du lanceur de **PSLV**, on peut trouver les vibrations harmoniques de ce dernier, c'est-à-dire les différentes fréquences et l'amplitude qui va avec. Le tableau III.7 donne les valeurs des vibrations harmoniques du lanceur PSLV.

Le Tableau III.5 donne les valeurs des vibrations harmoniques du lanceur PSLV.

Tableau III.5. Valeurs des vibrations harmoniques du lanceur PSLV.

L'axe	Fréquence (Hz)	Amplitude (g)
Axe longitudinal	5-10	7,8
	10-100	
Axe latéral	5-8	0,9
	8-100	

Dans notre analyse, on devra convertir l'amplitude en accélération moyennant la relation :

$$a = x * g * 1,25 \quad (\text{III.1})$$

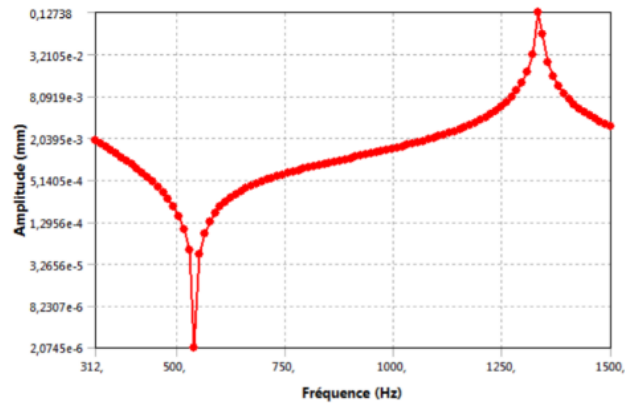
Avec : 1,25, facteur de sécurité généralement pris pour ce type d'analyse.

III.2.2.1. Résultats de la simulation numérique:

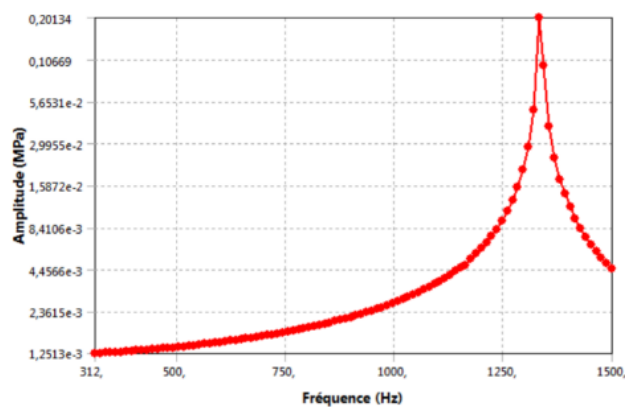
Réservoir cylindrique :

Réservoir en Aluminium :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

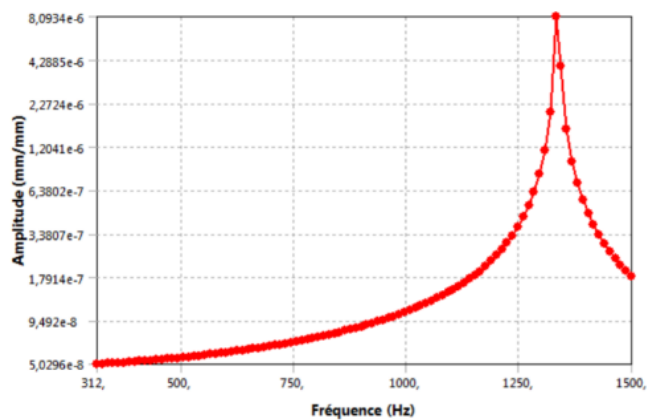
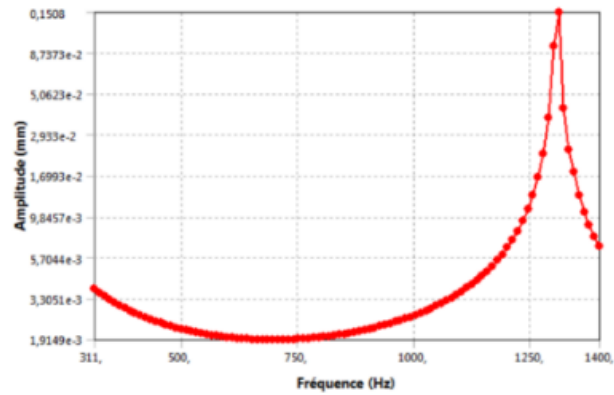


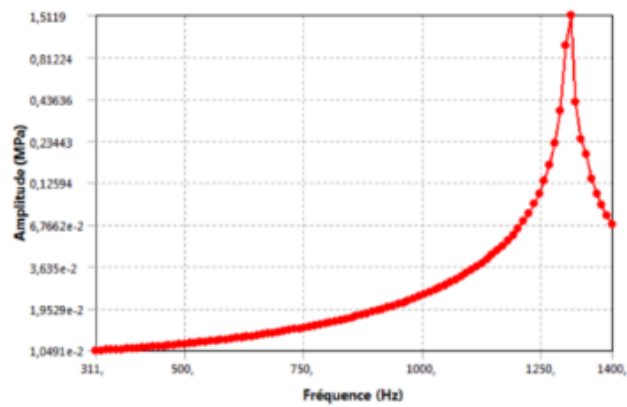
Figure III.31. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Aluminium

Réservoir en Acier inoxydable :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

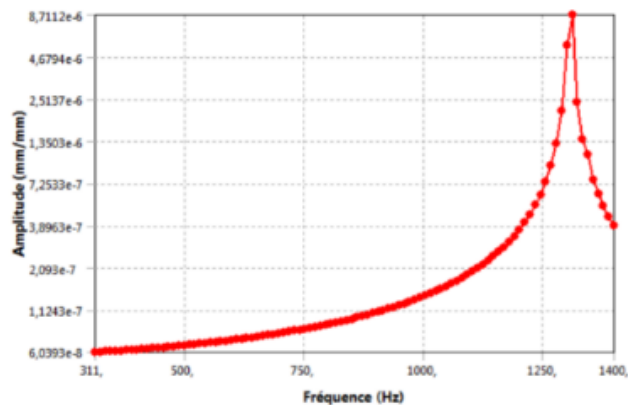
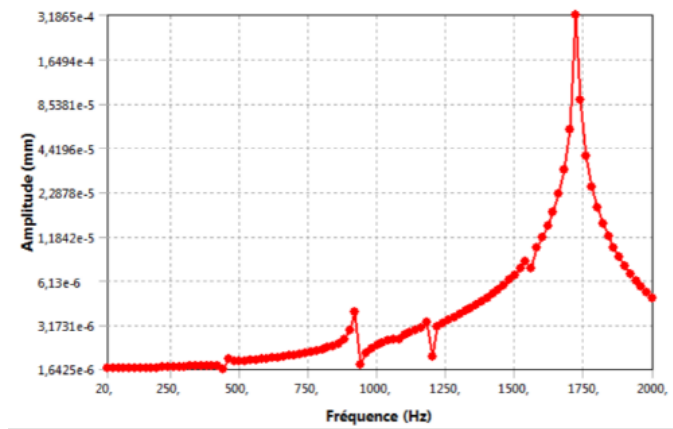


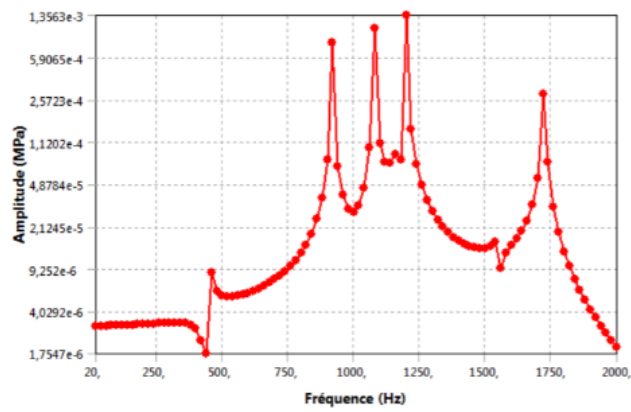
Figure III.32. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Acier Inoxydable

Réservoir en Titane :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

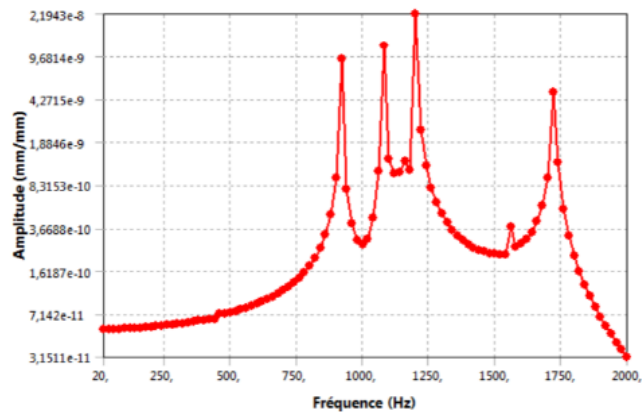
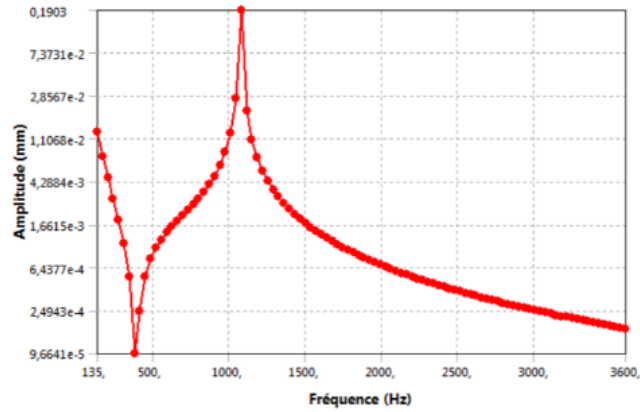


Figure III.33. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir cylindrique en Titane

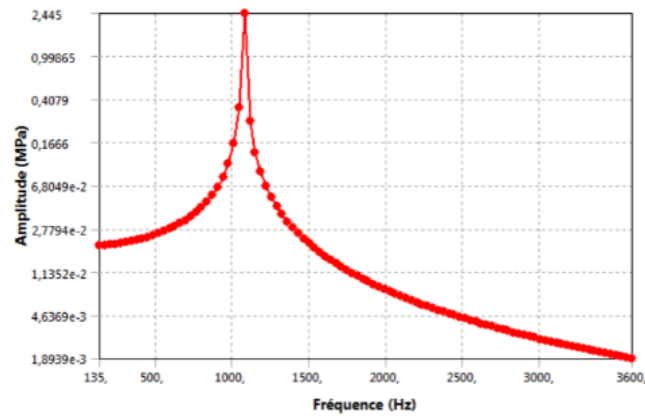
Réservoir sphérique :

Réservoir en Aluminium :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

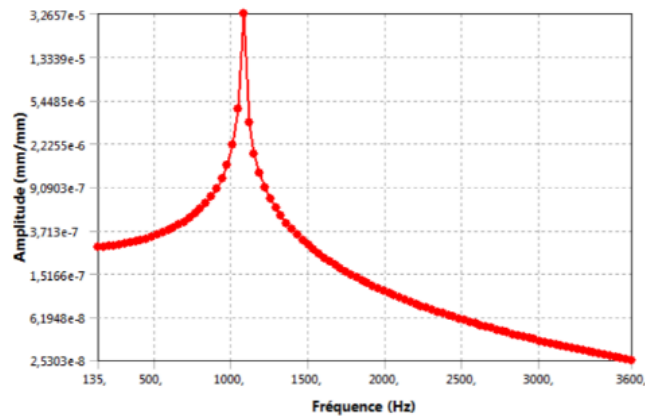
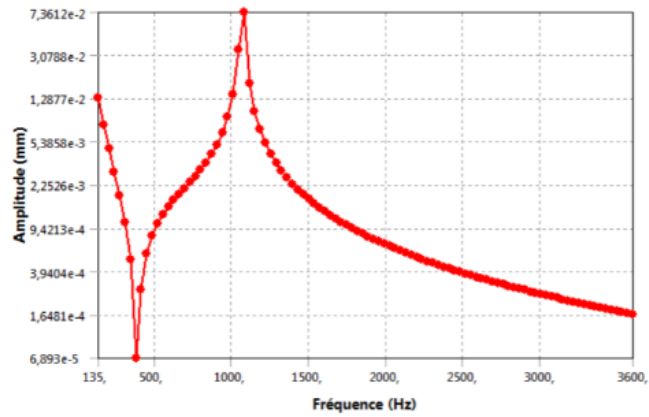


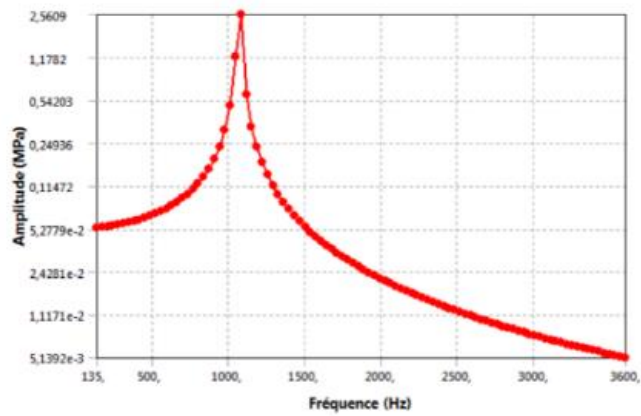
Figure III.34. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Aluminium

Réservoir en Acier inoxydable :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

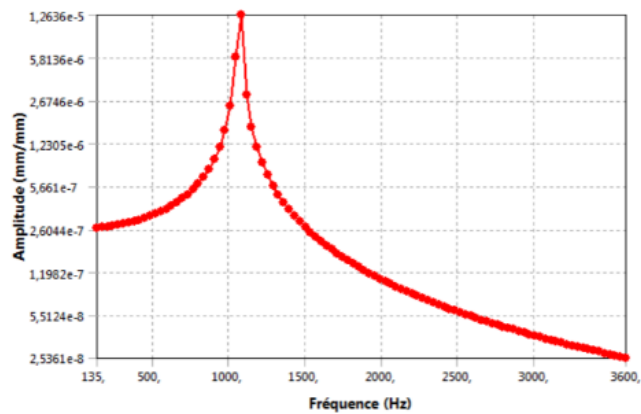
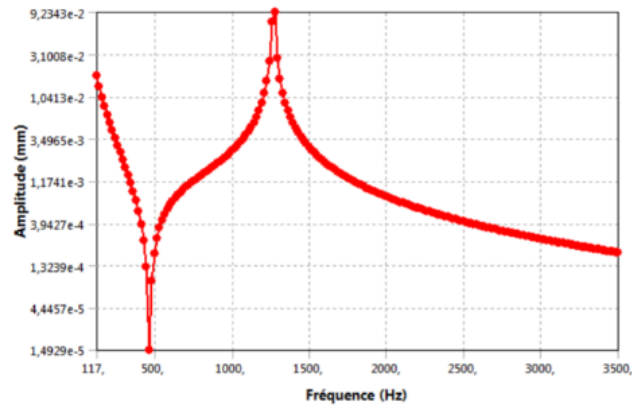


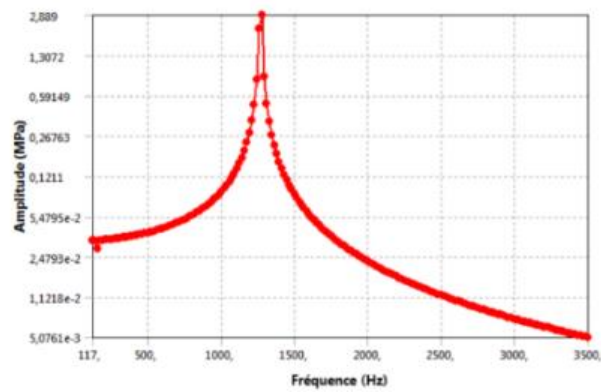
Figure III.35. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Acier Inoxydable

Réservoir en Titane :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

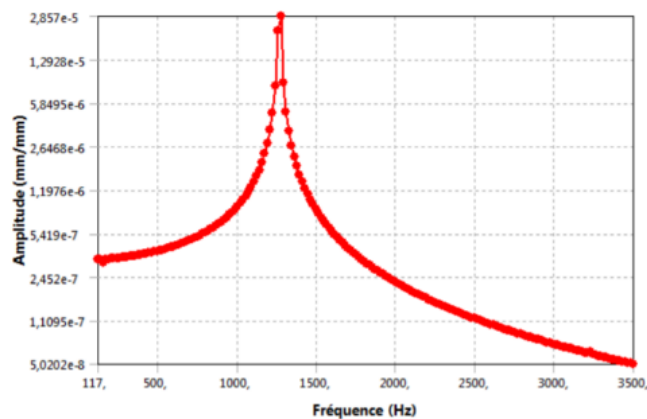
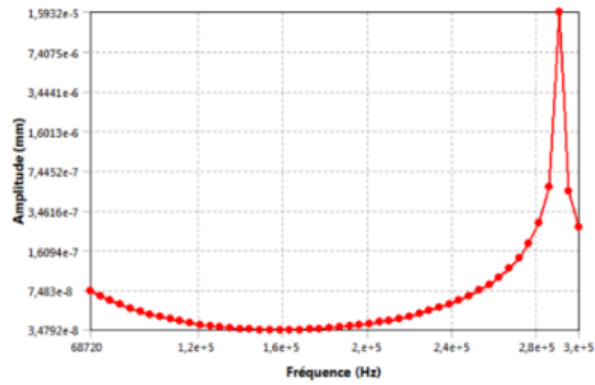


Figure III.36. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir sphérique en Titane

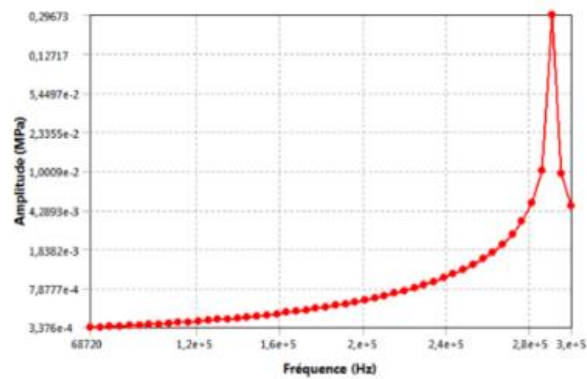
Tuyère :

Tuyère en Aluminium :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

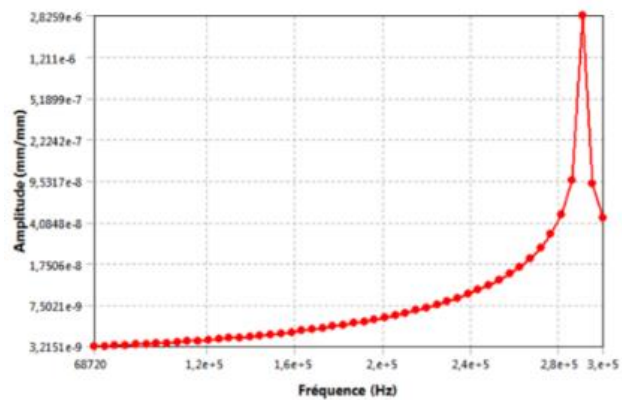
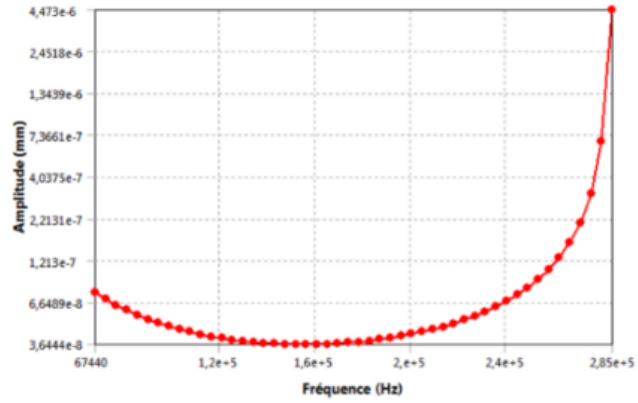


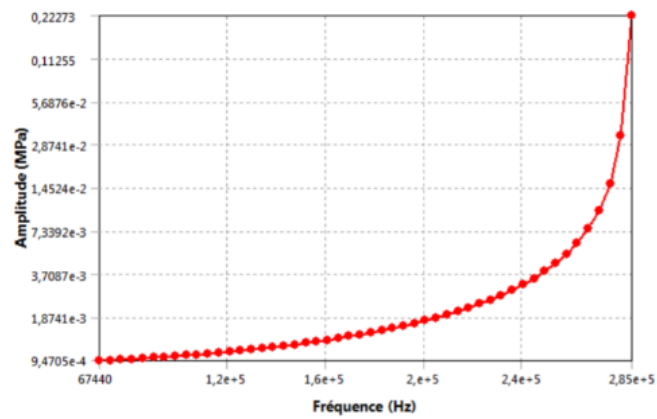
Figure III.37. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Aluminium

Tuyère en Acier inoxydable :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

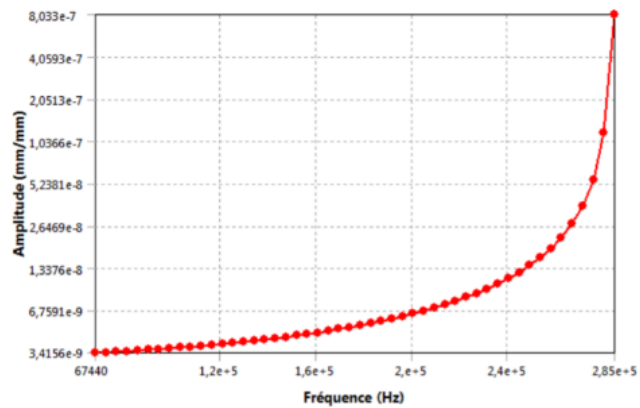
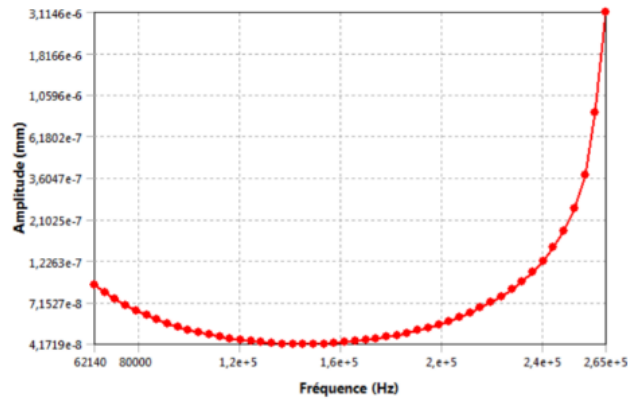


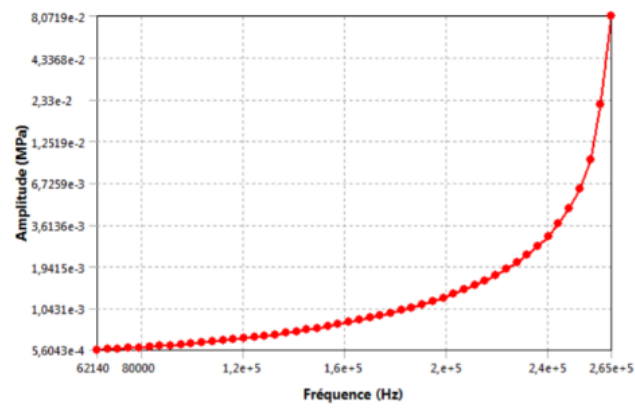
Figure III.38. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Acier Inoxydable

Tuyère en Titane :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

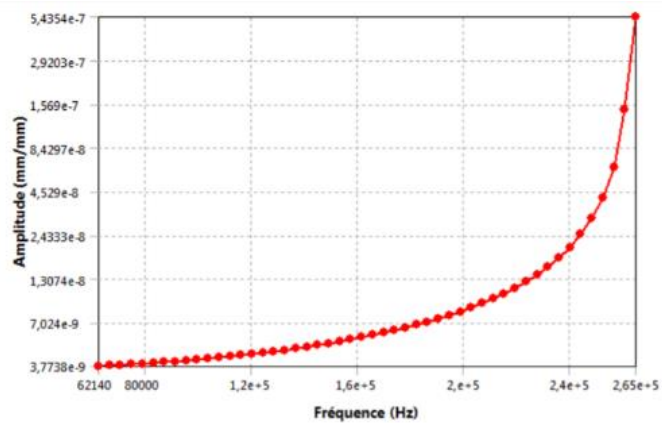


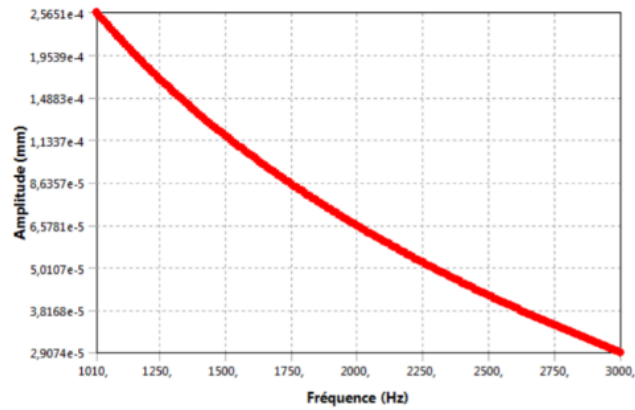
Figure III.39. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère en Titane

ALSAT 1 :

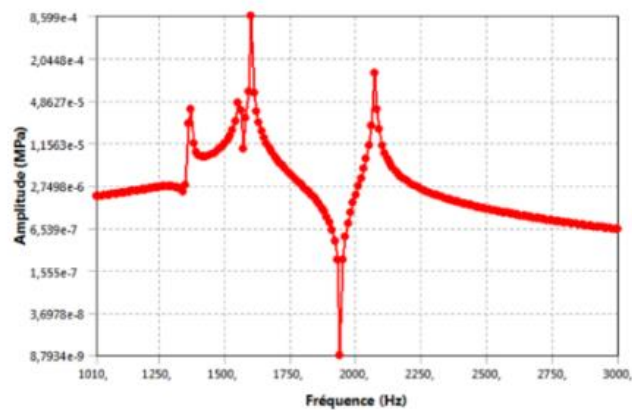
Les figures III.40 et III.41 nous les résultats obtenus lors de la simulation harmonique pour le sous-système d'ALSAT-1.

Réservoir :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

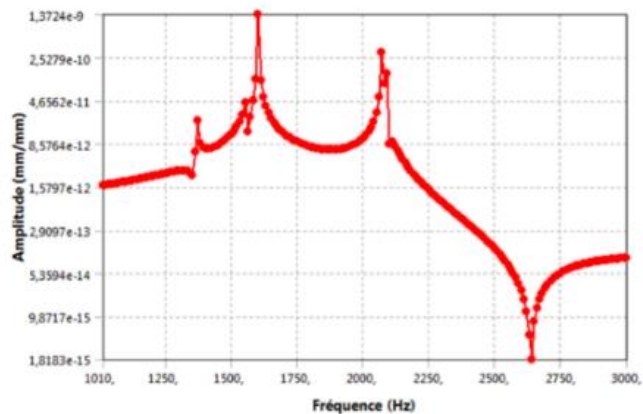
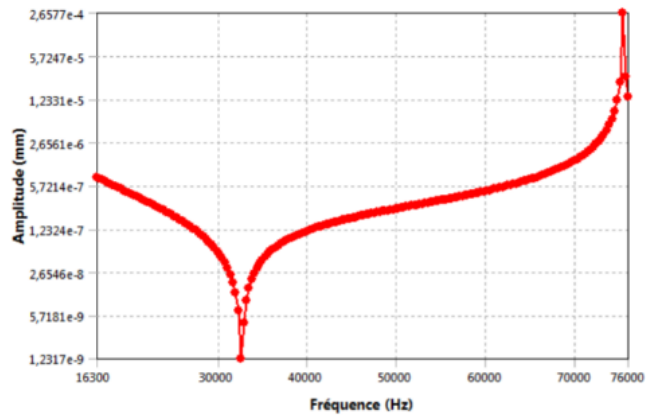


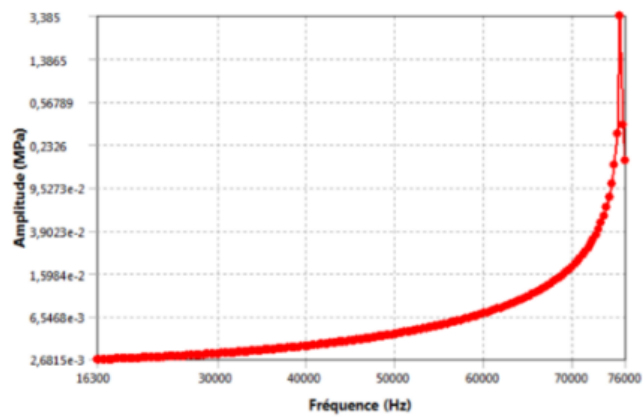
Figure III.40. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas du réservoir d'Alsatsat-1

Tuyère :

a) Déplacement :



b) Contrainte :



c) Déformation :

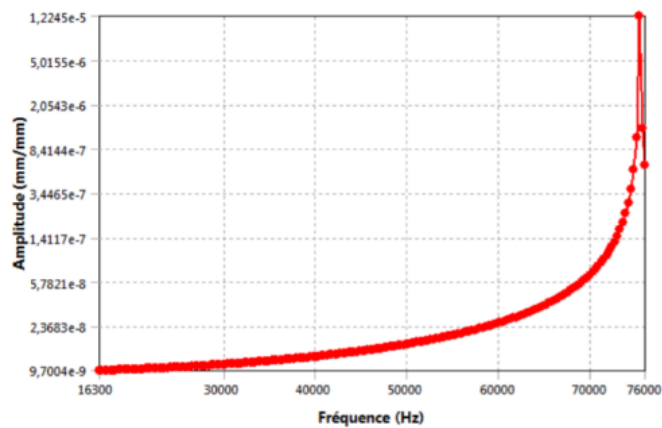


Figure III.41. Résultats relatif à la simulation harmonique pour le cas de la tuyère d'Alsats-1

III.2.2.2. Analyse des résultats relatifs à la partie harmonique :

a)- Réservoir :

- Déplacement :

En termes de matériaux, on remarque que les amplitudes sont les plus élevées pour l'aluminium que pour le titane. En termes de géométrie, les amplitudes sont les plus importantes pour la configuration sphérique.

-Déformation :

En termes de matériaux, on remarque que les amplitudes sont les plus élevées pour l'acier inoxydable contrairement à l'aluminium où elles sont les plus faibles. En termes de géométrie, les amplitudes sont les plus importantes pour la configuration sphérique.

-Contrainte :

En termes de matériaux, on remarque que les amplitudes sont les plus élevées pour l'aluminium contrairement à l'acier inoxydable où elles sont les plus faibles. En termes de géométrie, les amplitudes sont les plus importantes pour la configuration sphérique.

b)- Tuyère :

- Déplacement :

On remarque que les piques de fréquences sont élevées pour l'acier inoxydable contrairement au titane où ils sont les plus faibles.

-Déformation :

Les déformations les plus importantes sont au niveau de l'acier inoxydable contrairement à l'aluminium où elles sont les plus faibles.

-Contrainte :

Les contraintes les plus importantes sont au niveau de l'acier inoxydable contrairement à l'aluminium où elles sont les plus faibles.

III.2. 3. Analyse vibratoire aléatoire :

L'analyse vibratoire consiste à détecter les éventuels dysfonctionnements d'un système donné et l'objectif d'une démarche d'analyse vibratoire est de fiabiliser la configuration.

L'analyse vibratoire aléatoire est de plus en plus reconnue comme étant la méthode de simulation la plus réaliste ce qui justifie son utilisation dans notre étude. Elle est plus efficace que l'analyse harmonique qui reste un cas particulier de la vibration aléatoire

Le tableau III.6 donne les différentes accélérations en **g** pour différentes fréquences que génère le lanceur **PSLV**.

Tableau III.6. Accélérations en g pour différentes fréquences du lanceur PSLV.

Fréquences	Accélération PSD G (g ² /Hz)
20	0,002
110	0,002
250	0,034
1000	0,034
2000	0,009

L'accélération **PSD (Power Spectral Density)** quantifie une puissance d'un signal aléatoire dans une de fréquence. Elle est obtenue en calculant le rapport entre le carré de l'accélération et la largeur de la bande de fréquence.

III.2.3.1. Tableau récapitulatif :

Le tableau III.7 donne les valeurs d'analyse vibratoire aléatoire.

Tableau III.7. Valeurs d'analyse vibratoire aléatoire

Aléatoire	Type	Matériaux	Résultats			
			Déplacement (X) [mm]	Déplacement (Y) [mm]	Déplacement (Z) [mm]	Contraintes [Mpa]
Réservoir	Cylindrique	Alum	0.00072048	0.00021665	0.0001696	2.2852
		Inox	0.0012214	0.00012858	0.0001769	13.316
		Titane	0.0029006	0.012664	0.001025	31.907
	Sphérique	Alum	0.16701	0.34792	0.022181	29.722
		Inox	0.16916	0.35365	0.013617	91.019
		Titane	0.16177	0.33662	0.067442	54.002
	ALSAT1			0.00023925	0.0000156	0.0002604
Tuyère		Alum	5.94E-07	1.59E-06	8.17E-09	0.012781
		Inox	6.14E-07	1.64E-06	7.64E-09	0.036
		Titane	7.27E-07	1.94E-06	1.15E-08	0.021
	ALSAT1			8.77E-06	2.34E-05	1.10E-07

III.2.3.2. Analyse des résultats relatifs à la partie vibratoire aléatoire :

a)- Réservoir :

- Déplacement :

Pour la configuration cylindrique, on remarque que les déplacements les plus importants sont au niveau du Titane contrairement à l'acier inoxydable ils sont les plus faibles. Les déplacements sont importants selon l'axe Y (latérale). Pour la configuration sphérique, on remarque que les déplacements sont quasi les mêmes pour les 3 matériaux sauf pour l'axe Z où ils sont plus importants pour le titane contrairement à l'acier inoxydable.

-Contrainte :

Les contraintes les plus importantes sont pour la configuration sphérique, ces dernières sont plus importantes pour le titane contrairement à l'aluminium.

b)- Tuyère :

- Déplacement :

Les déplacements sont importants selon les 3 axes pour le titane, et sont quasi les mêmes pour l'aluminium et le titane.

-Contrainte :

Les contraintes sont également importantes pour l'acier inoxydable contrairement à l'aluminium où elles sont les plus faibles.

III.3. Conclusion :

Dans le cas de la partie dynamique, on s'est intéressé à l'aspect vibratoire. En effet, les résultats obtenus ont permis de déterminer la configuration et le matériau le mieux adapté pour le sous-système.

Pour le cas du réservoir et en termes de matériaux, on note que les matériaux résistent le mieux aux vibrations générées par le lanceur **PSLV** est de l'acier inoxydable. Néanmoins le titane reste un bon candidat, et cela malgré qu'on trouve des contraintes importantes à son niveau mais qui reste très inférieur de sa limite d'élasticité. En termes de configuration, le réservoir cylindrique est mieux adapté et comporte de bien meilleurs résultats par rapport à la configuration sphérique.

Pour le cas de la tuyère, l'acier inoxydable représente les cas les plus extrêmes en termes de contraintes et de déformation contrairement à l'aluminium qui réagit mieux par rapport à ce dernier, néanmoins le titane reste un bon candidat de par son comportement.

Conclusion générale

Conclusion générale

Le domaine spatial est un domaine très précis, qui nécessite l'assurance de réussite de la mission prévue compte tenu de l'investissement financier assez lourd mis en jeu. A ces fins, et pour que la mission soit accomplie jusqu'au bout, tout est pris en considération jusqu'à la météo et le jour du lancement.

L'investissement dans un satellite est énorme, cela est dû aux différents organes complexes qui le composent. Ce qui nécessite par conséquent une véritable stratégie de développement.

Le sous-système de propulsion est un élément critique du satellite par rapport à l'ensemble des autres sous-systèmes car il influe considérablement sur la durée de vie orbitale du satellite.

L'objectif de ce mémoire est relatif à l'étude et l'analyse du sous-système de propulsion d'un microsatellite à basse altitude. Cette analyse concerne principalement la détermination de certains paramètres mécaniques (contrainte, déformation et déplacement) ainsi que la conception du sous-système de propulsion du satellite.

*Pour mener à bien ce travail, des logiciels (**Matlab /SolidWorks2016/ Ansys 2016**) ont été utilisés, pour le dimensionnement avec les différents calculs effectués, la modélisation et les différentes simulations faites grâce auxquelles nous avons pu interpréter les résultats et aboutir à une conclusion. Ces derniers nous ont fait gagner beaucoup de temps en termes de calcul et de dessins (modèle, graphes, ...).*

Le CDS a utilisé pour son sous système de propulsion l'acier inoxydable car il répond amplement aux besoins de la mission et surtout par rapport au coût.

Nos résultats nous ont permis de conclure que l'acier inoxydable est un très bon candidat mais que le titan répond également aux besoins de la mission et offre un atout majeur qui est sa légèreté.

En termes de coût, malgré que le titane est dix fois plus cher que l'acier inoxydable, sa légèreté et sa résistance font de lui un meilleur candidat.

Comme perspectives, de continuité de ce travail, nous proposons les points suivants :

- *Analyse de mission d'un satellite afin d'évaluer la quantité d'ergols nécessaire à cette mission ;*
- *Etude de l'influence de l'épaisseur du matériau sur le sous-système de propulsion ;*
- *Analyse des échanges thermiques radiatifs entre le satellite et le soleil, en particulier le phénomène d'évaporation d'ergol sous l'effet du rayonnement.*

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] **V. D. CHARLES**, *''A History of knowlegde. Past, Present and Future''*, Ballantine Books, New York, 1991.
- [2] **J. BERSANI**, *''Le grand Atlas de l'espace''*, Encyclopaedia Universalis, 1989.
- [3] **M.J. NEUFELD, VON BRAUN**, *Dreamer of Space, Engineer of War*, Knopf, 2008.
- [4] **A. SIDDIQI**, *Sputnik and the soviet space challenge*, University Press of Florida, USA, 2003.
- [5] **J. P. CLERC, P. IORCETE**, *Le duel États-Unis-URSS dans l'espace*, Editions Autrement, France, 1986.
- [6] **M. HASSANI et S. BOULEZAZENE**, *''Etude et modélisation d'un sous-système de propulsion à basse altitude''*, Mémoire de Mastère, Université de Bejaïa, Algérie, 2016.
- [7] **C. REINER SEUBERT**, *Refrigerant-based propulsion system for small spacecraft*, Master of Science, University of Missouri-Rolla, USA, 2007.
- [8] **A. NIKOLOVA**, *''Micro-satellites Advantages. Profitability and Return''*, Scientific Conference, Space Research Institute, Bulgarian Academy of Sciences, 2005
- [9] CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), *''Overall main frame – Recalling the fundamentals''*.
- [10] **M. R. MYERS, S.R. OLESON**, Francis M. Carrant, and Steven J. Schneider NASA, *''Chemical and Electric Propulsion Options for Small Satellites''*, 1994.
- [11] **A. RACHEDI**, *''Utilisation de l'Outil Spatial pour le Suivi des Catastrophes Naturelles - Cas de la DMC''*, 3e Forum des Assurances, El Aurassi, Algérie, 2002.
- [12] **A. DJALEM**, *''Découverte de la mécanique spatiale''*, Rapport de stage, Ecole Nationale Polytechnique, Alger, 2017.
- [13] **M. COURTOIS**, *''Généralités et contraintes de développements Volume 1, Techniques et technologies des Véhicules Spatiaux''*, CEPADUES-EDITION, Toulouse, France, 1998.

- [14] **A. BEIGDEBER**, ''Etudes des propriétés physiques de nano-composites à matrice polysiloxane : Application au développement d'un revêtement de contrôle thermique froid et antistatique'', Thèse de Doctorat, Université de Toulouse, France, 2009.
- [15] **B.VIRMONTOIS**, ''Analyse des effets des déplacements atomiques induits par l'environnement radiatif spatial sur la conception des imageurs CMOS'', Thèse de Doctorat, Université de Toulouse, France, 2012.
- [16] **S. SANOGO**, ''Conception optimale de circuits magnétiques dédiés à la propulsion spatiale électrique par des méthodes d'optimisation topologique'', Thèse de Doctorat Université de Toulouse, France, 2016.
- [17] **M.BONIFACE**, ''Modélisation et diagnostics d'un propulseur à effet hall pour satellites configuration magnétique et nouveaux concepts'', Thèse de Doctorat, Université Paul Sabatier, Toulouse, France, 2006.
- [18] **N. ASSAD**, ''Cold gas propulsion system- An Ideal choice for remote sensing small satellites'', Phd Thesis, University of engineering and technology, Pakistan, 2012.
- [19] M.Turner, ''Rocket and s Spacecraft Propulsion'', University of Leicester , UK, 2004.
- [20] PSLV Manual User's.
- [21] Ariane 5 Manual User's.

Annexe

Annexe

- **Programme Matlab représentant la variation de la force de poussée en fonction de nombre de Mach :**

```

function [ output_args ] = plusieurs_press(Pt )
%UNTITLED Summary of this function goes here
% Detailed explanation goes here
clc
A_star=1.3747e-7;
Me=1:.001:4.5;
t=length(Me);
Pt=2e5;
gamma=1.094;

rappot_de_pression=zeros(1,t);
Pc=zeros(1,t);
F=zeros(1,t);

for i=1:1:t
rappot_de_pression(i)=(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))^(gamma/(gamma-1));
Pc(i)=Pt/((1+.5*(gamma-1))^(gamma/(gamma-1)));
F(i)=Pc(i)*rappot_de_pression(i)*A_star*(1/Me(i))*((2/(gamma+1))*(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i)))^(gamma+1)/(2*gamma-1));
end

plot(Me,F)
grid on
xlabel('Nombre du Mach ')
ylabel('La force de pousée [N]')
title(['La variation de la force de pousée (F) en fonction du nombre de Mach (Me) pour différentes valeurs de pressions'])
hold on
Pt=4e5;

rappot_de_pression=zeros(1,t);
Pc=zeros(1,t);
F=zeros(1,t);

for i=1:1:t
rappot_de_pression(i)=(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))^(gamma/(gamma-1));
Pc(i)=Pt/((1+.5*(gamma-1))^(gamma/(gamma-1)));
F(i)=Pc(i)*rappot_de_pression(i)*A_star*(1/Me(i))*((2/(gamma+1))*(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i)))^(gamma+1)/(2*gamma-1));
end

plot(Me,F,'r')

Pt=6e5;

rappot_de_pression=zeros(1,t);
Pc=zeros(1,t);
F=zeros(1,t);

```

```

for i=1:1:t
rappot_de_pression(i)=(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))^(gamma/(gamma-1));
Pc(i)=Pt/((1+.5*(gamma-1))^(-gamma/(gamma-1)));
F(i)=Pc(i)*rappot_de_pression(i)*A_star*(1/Me(i))*((2/(gamma+1))*(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))))^(gamma+1)/(2*gamma-1));
end

plot(Me,F,'m')
Pt=8e5;

rappot_de_pression=zeros(1,t);
Pc=zeros(1,t);
F=zeros(1,t);

for i=1:1:t
rappot_de_pression(i)=(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))^(gamma/(gamma-1));
Pc(i)=Pt/((1+.5*(gamma-1))^(-gamma/(gamma-1)));
F(i)=Pc(i)*rappot_de_pression(i)*A_star*(1/Me(i))*((2/(gamma+1))*(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))))^(gamma+1)/(2*gamma-1));
end

plot(Me,F,'g')
Pt=10e5;

rappot_de_pression=zeros(1,t);
Pc=zeros(1,t);
F=zeros(1,t);

for i=1:1:t
rappot_de_pression(i)=(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))^(gamma/(gamma-1));
Pc(i)=Pt/((1+.5*(gamma-1))^(-gamma/(gamma-1)));
F(i)=Pc(i)*rappot_de_pression(i)*A_star*(1/Me(i))*((2/(gamma+1))*(1+(.5*(gamma-1))*Me(i)*Me(i))))^(gamma+1)/(2*gamma-1));
end

plot(Me,F,'k')
ylim([0 20]);
h = legend('P= 2bar','P= 4bar','P= 6bar','P= 8bar','P= 10bar',5);
set(h,'Interpreter','none')
end

```

- **Programme Matlab de distribution de la température et de pression suivant l'axe X**

```

function [ output_args ] = Untitled( input_args )
clc
close all

```

```

X=[0.00000000e+000 5.20000001e-004 1.04000000e-003 1.56000000e-003
2.08000001e-003 2.60000001e-003 3.12000001e-003 3.64000001e-003
4.16000001e-003 4.68000025e-003]*1e3;
P=[1.99999688e+005 1.99999438e+005 1.99994594e+005 1.99032938e+005
1.05950659e+003 -1.16063074e+003 -1.01498169e+003 -9.52543579e+002 -
9.73782959e+002 -8.67238953e+002];
plot(X,P,'.-b','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('La longueur de tuyere X [mm]')
ylabel('Pression [Pa]')
title(['La variation de la pression le long de la tuyere'])
xlim([0,5]);
ylim([-10e3,2.1e5]);
figure(2)
T=[7.73149475e+002 7.73140808e+002 7.73128906e+002 7.69978577e+002
7.64340820e+002 7.70866882e+002 7.70886475e+002 7.71072205e+002
7.71228394e+002 7.70503845e+002];
plot(X,T,'.-b','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('La longueur de tuyere X [mm]')
ylabel('Température [K]')
title(['La variation de la température le long de la tuyere'])
end

```

- **Programme Matlab représentant les six premiers modes de chaque configuration :**

```

function [ output_args ] = modal( input_args )
clc
mode=[1 2 3 4 5 6];
cyl_alum=[320.4 1158.4 1166 1342.2 1385.6 1411.1];
cyl_inox=[318.98 1123.8 1130.8 1292.7 1341.6 1370.7];
cyl_titane=[448.52 918.19 929.09 1075.7 1078.5 1185.9];
plot(mode,cyl_alum,'.-b','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)

hold on
plot(mode,cyl_inox,'.-r','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
plot(mode,cyl_titane,'.-k','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('Les modes')
ylabel('Fréquence [Hz]')
title(['Les différents modes pour le réservoir cylindrique'])
h = legend('Aluminium','Acier inoxydable','Titane',3);
set(h,'Interpreter','none')
hold off
sph_alum=[104.03 104.77 502.97 1067.6 3441.4 3445.9];
sph_inox=[103.57 104.63 502.13 1067.4 3416.5 3421.9];
sph_titane=[151.3 160.69 488.13 1265.6 3227.4 3232.9];
figure(2)
plot(mode,sph_alum,'.-b','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
hold on
plot(mode,sph_inox,'.-r','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
plot(mode,sph_titane,'.-k','LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('Les modes')
ylabel('Fréquence [Hz]')
title(['Les différents modes pour le réservoir sphérique'])
g = legend('Aluminium','Acier inoxydable','Titane',3);

```

```

set(g, 'Interpreter', 'none')
figure(3)
cyl_alsat1=[1357.2 1366.9 1556.3 1599.2 2072.2 2091.2];
plot(mode,cyl_alsat1, '-.', 'LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('Les modes')
ylabel('Fréquence [Hz]')
title(['Les différents modes pour le réservoir ALSAT 1'])
figure(4)
tuy_alum=[64821 64826 150440 195580 196420 290500];
tuy_inox=[63759 63764 149400 191670 192490 284430];
tuy_titane=[58864 58879 134380 183260 184330 265060];
plot(mode,tuy_alum, '-b', 'LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
hold on
plot(mode,tuy_inox, '-r', 'LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
plot(mode,tuy_titane, '-k', 'LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('Les modes')
ylabel('Fréquence [Hz]')
title(['Les différents modes pour la tuyère'])
k = legend('Aluminium', 'Acier inoxydable', 'Titane',3);
set(k, 'Interpreter', 'none')
figure(5)
tuy_alsat1=[13919 16921 39557 52302 52555 75428];
plot(mode,tuy_alsat1, '-.', 'LineWidth',1, 'MarkerSize',4)
grid on
xlabel('Les modes')
ylabel('Fréquence [Hz]')
title(['Les différents modes pour la tuyère de ALSAT 1'])
end

```