

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –

Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

En : Génie mécanique

Spécialité : Energétique

Par : - SAID Moncef et MAROUF Ahmed

Thème

ETUDE ET CONCEPTION D'UN SYSTEME DE PROPULSION POUR UN NANOSATELLITE

Soutenu publiquement, le 29 / 09 / 2020 devant le jury composé de :

M.BENRAMDANE Mohammed

M.SELADJI Chakib

M.DARFILAL Djamel

M.ALIANE Abdenour

Univ. Tlemcen

Univ. Tlemcen

Centre de développement
des satellites

Univ. Tlemcen

Président

Directeur de mémoire

Co- Directeur de mémoire

Examineur

Remerciements

Nous tenons tout d'abord à remercier Allah le tout puissant et miséricordieux, qui nous a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

En second lieu, nous remercions tous les enseignants qui ont participé de près et/ou de loin à l'aboutissement de ce travail et à ce titre :

À nos encadreurs :

M. SELADJI Chakib

M. DARFILAL Djamal

Pour leurs disponibilités, leurs savoir-faire et leurs soutiens qui ne nous a Jamais fait défaut.

Mes remerciements s'adressent à monsieur le président monsieur **BENRAMDANE Mohammed** et le membre de jury **ALIANE Abdennour** pour leur disponibilité et leurs soutiens, et l'honneur qu'ils me font en acceptant d'évaluer ce travail.

Ainsi que tous les enseignants depuis le cycle primaire jusqu'aux études supérieures. Car si nous soutenons aujourd'hui, c'est grâce à leurs fonctions éminentes dans notre réussite, la transmission de leurs connaissances et leur savoir-faire.

Dédicaces

D'abord je remercie le Bon Dieu de m'avoir permis de faire ce parcours très passionnant et de m'avoir donné la capacité d'écrire et de réfléchir, et d'aller jusqu'au bout.

Je dédie ce modeste travail à :

À Ma très chère et douce mère, Mon très cher père qui m'ont soutenu aider et encouragé durant ces années d'études pour tous les sacrifices et les efforts que vous avez fournis pour moi depuis mon enfance. Aucun hommage ne pourrait être à la hauteur de l'amour Dont ils ne cessent de me combler. Que dieu leur procure bonne santé et longue vie.

A mon chère ami mon binôme **Moncef** qui a partagé avec moi tous les moments d'émotion lors de la réalisation de ce travail.

A ma sœur **Sihem** et mes deux frères **Nouh** et **Islam**.

A tout ma famille paternelle et maternelle.

A mon oncle **Belhadj MAROUF** qui été toujours là pour m'aider pendant mes années d'étude à Tlemcen.

A **Mouhamed ZERGOUN** qui est mon frère avant d'être mon oncle qui m'encourage toujours.

A mes proches **Omar Houcine Brahim Oussama Anis Houssein Ilyes Sidahmed Souhila Sarah et Bouchra** qui sont toujours là pour m'aider.

Un spécial dédicace à notre group **Marwa Mira Nessrine Chahinez Boumadien Hiba et Mansour** pour les beaux souvenirs ici au Tlemcen.

A tous mes proches et à ceux qui me donnent de l'amour et de la vivacité.

A tous ceux qui ont contribué de près ou de loin pour que ce projet soit possible.

À toute la promotion de master 2 génie mécanique énergétique.

A tous ceux que j'aime.

Je vous dis merci.

MAROUF Ahmed

Dédicaces

D'abord je remercie le Bon Dieu de m'avoir permis de faire ce parcours très passionnant et de m'avoir donné la capacité d'écrire et de réfléchir, et d'aller jusqu'au bout.

Je dédie ce modeste travail :

À mes très chers et sublimes parents qui m'ont soutenu, aidé et qui m'ont encouragé au long de mes études pour tous les sacrifices et les efforts que vous avez fourni pour moi, veuillez trouver dans cet ouvrage l'expression de ma gratitude et de mon amour.

A mon frère **Wassim** mes deux sœurs **Mounia** et **Norhane** qui mon soutenue dans mon parcours à mes chers cousines **Siham**, **Asma** et **Sabrina** qui mon soutenue aider pour acquérir les compétences et l'expérience nécessaire pour parvenir ici.

A madame **Yakouta** qu'elle était toujours disponible pour moi à m'a aider avec tous les moyens qu'elle avait pour réaliser ce projet.

A mes oncles et mes tantes et surtout mon aimable tante qu'elle est ma deuxième mère **Houria** qui m'a encouragé la préparation de ce projet que dieu la protège et son mari **Mahmoud**.

A mes deux grands-mères et toute la famille que j'aime beaucoup.

A mes chers amis qui mon poussée à finir mes études **Adel**, **Younes** et **Ryma** et que grâce à eux je suis la aujourd'hui.

A mes meilleurs amis qui étaient toujours là pour moi **Bilel**, **Slim**, mon binôme **Ahmed**, **Amira**, **Amel**, **Ihem**, **Naziha**, **Bouchra** et **Soumia**.

Un spécial dédicace à ma deuxième famille que j'ai la chance de la connaître ici à Tlemcen ou j'ai trouvé refuge et réconfort dans des moments très difficile **Mira**, **Ilyes**, **Sidahmed**, **Housseem**, **Boubou**, **Chemsou**, **Marwa**, **Nesrine**, **Hiba**, **Chahinez** et **Mansour**.

SAID MONCEF

Abstract

At the beginning we mentioned the different propulsion systems that exist and identified the advantages and disadvantages of each system, the objective of this study is to design a cold gas propulsion system for nanosatellites in order to make maneuvers and transfers between orbits with minimum mass and reduced cost, for this purpose a modeling of the system has been made by mathematical equations to choose the right dimensions of our system and draw them in the SOLIDWORKS knowing that our final system is designed for cubesat form 2U.

Résumé

Au début on a mentionné les différents systèmes de propulsion qui existe et identifié les avantages et les inconvénients de chaque système, l'objectif de cette étude est de concevoir un système de propulsion a gaz froid pour les nanosatellites afin de faire des manœuvres et des transferts entre les orbites avec un minimum de masse et un cout réduit, pour ce faire une modélisation du système a été faite par des équations mathématiques pour choisir les bonnes dimensions de notre système et les dessiné dans le SOLIDWORKS sachant que notre système final est conçu pour cubesat forme 2U.

ملخص

في البداية، ذكرنا أنظمة الدفع المختلفة الموجودة وحددنا مزايا وعيوب كل نظام، والهدف من هذه الدراسة هو تصميم نظام دفع غاز بارد للسائل النانوي من أجل إجراء مناورات وعمليات نقل بين المدارات بتكلفة منخفضة وكتلة منخفضة، ولتنفيذ ذلك، تم إنشاء نموذج نظام بواسطة معادلات رياضية لاختيار الأبعاد الصحيحة لنظامنا ورسمها في SOLIDWORKS مع العلم بأن نظامنا النهائي مصمم للمكعبات على شكل

.U2

Nomenclature

I_{sp}	Impulsion spécifique	[s]
ΔV	Variation de vitesse delta V	[m/s]
F	L'ampleur de la poussée	[N]
γ	Rapport thermique spécifique	
R	Constant des gaz parfaits	[J/Kg.K]
T₀	Température	[K]
c*	La vitesse caractéristique	[m/s]
a₀	La vitesse de son	[m/s]
P_e	Pression de sortie de la tuyère	[bar]
p_c	Pression de la chambre	[bar]
A_e	La surface de sortie de la tuyère	[m ²]
A_t	La surface de la gorge	[m ²]
ṁ	Débit massique	[Kg/s]
g₀	Force de gravité	[m ² /s]
m_p	Masse du propergol	[Kg]
m_{tot}	Masse totale du nano-satellite	[Kg]
V_p	Volume de propergol	[l]
ε	Rapport d'expansion	
M_e	Nombre de Mach à la sortie	
Re	Nombre de Reynolds	
d	Densité	[Kg/m ³]
D_h	Diamètre hydraulique	[m]
ϑ	Viscosité dynamique	[Kg/m.s]
P_{drop}	La chute de pression	[bar]
λ	Facteur de correction	
α	Angle de la tuyère	
V_e	Vitesse d'échappement	[m/s]
D_{tube}	Diamètre de tube	[m]
L_{conique}	La longueur de la tuyère	[m]
v_l	Vitesse d'écoulement dans le liquide	[m/s]
v_g	Vitesse d'écoulement dans la vapeur	[m/s]
A_f	La surface du passage de fluide	[m]

P_{heat}	La puissance nécessaire pour le réchauffement	[W]
C_p	Chaleur spécifique	[Kj/Kg.K]
ΔT	Différence de température	[K]
Q	Chaleur développée dans le réchauffeur	[J]
P_{el}	L'énergie électrique est ajoutée au chauffage	[W]
Δt	Durée	[s]
R	Résistance chauffante	[Ω]
I	Courant de la résistance chauffante	[A]
U	La tension	[volt]
ρ	Résistivité électrique	[Ωm]
L	Longueur du réchauffeur	[m]
A_{cs}	Surface de la section transversale	[m^2]
P_{loss}	La Pertes de puissance	[W]
T_{fusion}	Température de fusion	[K]
D_B	Diamètre de la bobine	[m]
l_B	La longueur de la bobine	[m]
N	Nombre de tour	
e	Epaisseur du fil	[m]
t_h	Epaisseur des sections hémisphériques du réservoir	[m]
t_{cyl}	Epaisseur des sections cylindriques du réservoir	[m]
SF	Le facteur de sécurité	
σ_y	La limite d'élasticité du matériau	[MPa]

Sommaire

I. Table of Contents

I.	Introduction générale	13
II.	Chapitre 1: Etat de l'art	15
A.	Introduction : Propulsion satellitaire	15
1.	Pourquoi la propulsion des satellites ?.....	15
2.	Historique de la propulsion satellitaire :	15
B.	Types de propulsion :	16
1.	Système de propulsion chimique :	16
2.	Propulsion électrique :	17
C.	Utilisation de la propulsion pour nano-satellites :	19
III.	Chapitre 2 : Modélisation	31
A.	Principe de propulsion :.....	31
1.	Introduction :.....	31
2.	Equation de la fusée :.....	31
B.	Paramètres propulsifs :	35
1.	Poussée :.....	35
2.	Impulsion :	37
3.	Impulsion spécifique Isp :.....	37
C.	Modélisation d'un système à gaz froid :	38
1.	Configuration d'un système à gaz froid :.....	38
2.	Conception du système :	43
D.	Conclusion :	60
IV.	Chapitre 3 : Conception avec Solidworks	62
A.	Introduction :.....	62
B.	Conception de la tuyère :	62
C.	Conception du RESISTOJET :	63
1.	Réchauffeur :.....	63
2.	Chambre :.....	65
3.	Conception de la chambre avec réchauffeur :.....	67
D.	Conception de la valve :	67
E.	Conception du réservoir :.....	67
F.	Conception d'autres composants :.....	68
1.	Coude :.....	68
2.	Connecteur :	69
G.	Design du système complet :	70

H.	Intégration du système dans une structure 2U :.....	70
1.	Design de la structure 2U :.....	70
2.	Design complet du système de propulsion :	71
I.	Conclusion :	71
V.	Conclusion générale :	72
VI.	Annexes :	75
A.	Programmes MATLAB :.....	75
B.	Fiche technique du connecteur :.....	77
C.	Dessin industriel des composant.....	78

Listes des figures

Figure 1 : Classification des différents types de propulsion	16
Figure 2:Schéma des systèmes de propulsion électriques.....	19
Figure 3: Système classique basé sur la technologie chimique.....	21
Figure 4: Concepts de propulsion électrique.....	24
Figure 5: Caractéristique des systèmes actuels de nano et micro propulsion pour satellites et espace	26
Figure 6: Principe d'un système propulsif	32
Figure 7 : Configuration d'un propulseur à gaz froid pour un nano-satellite	38
Figure 8: Coupe d'un model 3D du RESISTOJET	39
Figure 9: Valve série IEP - Vue d'ensemble	41
Figure 10: Dessin schématique de la valve Lee sélectionnée	43
Figure 11: Isp en fonction de ϵ pour l'isobutane a 380 K.	46
Figure 12: Changement des diamètres en fonction de P_c	47
Figure 13: Variation du facteur f selon divers diamètres D_h	48
Figure 14: Tuyère Bell et conique.....	50
Figure 15: Design des éléments du propulseur.	51
Figure 16: SSTL RESISTOJET	52
Figure 17: Schéma d'un resistojet avec chauffage direct	52
Figure 18: Géométrie du fil de la bobine.	56
Figure 19: Schéma du réchauffeur.	56
Figure 20: Différentes géométries des réservoirs.....	57
Figure 21: Dimensions de 2U du nano-satellite	59
Figure 22: Design du réservoir.....	60
Figure 23: Tuyère	62
Figure 24: Réchauffeur.....	65
Figure 25: Chambre de pression.....	66
Figure 26: Chambre avec réchauffeur	67
Figure 27: Valve.....	67
Figure 28: Réservoir.....	68
Figure 29: Coude.....	69
Figure 30: Connecteur.....	69
Figure 31: Système de propulsion.....	70
Figure 32: Structure 2U.....	71
Figure 33: Système de propulsion pour le nanosatellite	71

Liste des tableaux

Tableau 1: Comparaison des différents types de propulsion.....	26
Tableau 2: Comparaison entre les différents types de propulsion	28
Tableau 3: Tableau des gaz froid au changement de phase[14].....	39
Tableau 4: Changement de ΔV selon la mission.....	40
Tableau 5: Exemple de ΔV pour différents systèmes de propulsion.	41
Tableau 6: Caractéristiques de la Lee valve sélectionnée.....	42
Tableau 7: Propriétés de l'élastomère utilisé.....	42
Tableau 8: Paramètres requis pour la conception du propulseur à gaz froid avec l'isobutane	45
Tableau 9: Valeurs de conception de la tuyère.	46
Tableau 10: Variation de λ avec différentes valeurs de α	49
Tableau 11: Résistivité électrique a 293K pour différents matériaux.....	55
Tableau 12: Propriétés des matériaux pour les concepts de réservoirs.....	58
Tableau 13: Différents facteurs de sécurité pour les différents concepts.....	59
Tableau 14: Dimensions de la tuyère.	62
Tableau 15: Angle de tuyère.	62
Tableau 16: Dimensions prédites pour la conception de tuyère.....	62
Tableau 17: Caractéristiques du réchauffeur.....	64
Tableau 18: Dimensions de la bobine	64
Tableau 19: Dimensions du réservoir.....	68

I. Introduction générale

L'accès actuel à l'espace étant si fortement limité par les charges financières, le développement de satellites plus petits et plus rentables est une tendance à la hausse. La réduction des coûts de développement, de lancement et d'assurance est de loin supérieure si l'on considère qu'un petit satellite constitue toujours une plate-forme d'essai technologiquement performante avec des charges utiles et des missions offrant des recherches et des découvertes révolutionnaires.

Il existe actuellement une large gamme de technologies pour les systèmes de propulsion, mais la miniaturisation de ces systèmes pour les petits vaisseaux spatiaux a été particulièrement difficile, pour cela il est recommandé d'entamer ce sujet et faire des études approfondies en modélisant le système de propulsion pour le concevoir avec le moindre coût et les moyens disponibles dans notre pays. Ce système de propulsion va être conçu pour le transfert entre les orbites, l'accélération des satellites et la mise en orbite.

Le système de propulsion à gaz froid est le choix idéal pour les nanosatellites, ces derniers sont rentables et faciles à intégrer par rapport aux satellites classiques, cette technologie repose sur l'expansion du gaz à travers une tuyère pour générer de la poussée.

Notre étude est basée sur trois étapes essentielles : la première étape est l'exploration des différents types de propulsion en mentionnant les avantages et les inconvénients de chaque type, la deuxième étape est l'étude théorique avec la modélisation mathématique du système en choisissant le gaz qu'on va l'utiliser et la dernière étape est les calculs et la conception de notre système en utilisant un programme Matlab pour les calculs et le logiciel SOLIDWORKS pour la conception.

Chapitre 1 : Etat de l'art

II. Chapitre 1: Etat de l'art

A. Introduction : Propulsion satellitaire

1. Pourquoi la propulsion des satellites ?

Aujourd'hui, les satellites sont devenus une partie indispensable de notre vie quotidienne. Nos téléphones mobiles, téléviseurs, internet, GPS et appareils intelligents ne peuvent pas fonctionner sans satellites.

La propulsion des satellites est la méthode utilisée pour accélérer les vaisseaux spatiaux ou les satellites artificiels, la propulsion spatiale ou la propulsion dans l'espace s'occupe exclusivement des systèmes de propulsion utilisés dans le vide de l'espace et ne doit pas être confondue avec les lanceurs. Plusieurs méthodes qui sont à la fois pragmatiques et hypothétiques ont été développés chacun ayant son propre avantage et inconvénient.

Tous les satellites ont besoin d'un moyen pour se déplacer sinon ils vont sortir de leur orbite et perdent l'objectif de leurs mission et leur façon habituelle de voyager ressemble à celle des patineurs, une courte poussée et un long glissement. Tous les satellites se déplacent le long des orbites car ils tournent autour d'un corps céleste une fois que la fusée prend des satellites à leur stationnement, ces derniers doivent trouver leur chemin vers leur orbite nominale. Ils doivent surmonter les tirages gravitationnels et se maintenir sur l'orbite. Ils doivent également maintenir leur orientation comme l'exige leur fonction. Pour ce faire le satellite a besoin de son propre système de propulsion afin de se stabiliser et se maintenir dans son orbite grâce à un système de navigation.

2. Historique de la propulsion satellitaire :

Le 4 octobre 1957 a été lancé le premier satellite artificiel SPUTNIK-1 vers l'espace conçu par les russes dans une fusée SEMYORKA de « KOROLEV SERGUEY » ; qui se présente sous la forme d'une sphère d'aluminium de 58 centimètres de diamètre dotée de quatre antennes et dont la masse est de 83,6 kg, est placé sur une orbite de 227 kilomètres de périégée et de 945 kilomètres d'apogée, inclinée à 64,3 degrés par rapport au plan de l'équateur et parcourue en 96 minutes et 17 secondes. Pendant 21 jours, ses deux émetteurs radio lanceront les célèbres « bip-bip » annonçant au monde entier le commencement de l'ère spatiale. Spoutnik-1 fournira des informations sur la densité et la température de la haute atmosphère ainsi que sur la concentration en électrons de l'ionosphère. Du fait de l'altitude peu élevée de son périégée.[1]

Le satellite ne contenait pas de système de propulsion ce qui a engendré sa consommation lors de sa rentrée dans l'atmosphère le 4 janvier 1958.

B. Types de propulsion :

Les systèmes de propulsion se composent de sous-systèmes mécaniques et thermiques, notamment pour l'implantation des réservoirs et le contrôle thermique de la propulsion. Ils doivent respecter les exigences du contrôle d'attitude et d'orbite (SCAO). Si leur principe de fonctionnement est basique (une énergie emmagasinée est libérée afin de transmettre une énergie cinétique à un véhicule) .Il existe différents types de propulsion, eux-mêmes divisés en sous-systèmes, il y a une classifications proposée par Gary Quinsac doctorant au LESIA,(il travaille sur les systèmes de contrôle d'altitude et d'orbite pour des CubeSats interplanétaires au moyen de propulsion électrique.[2]

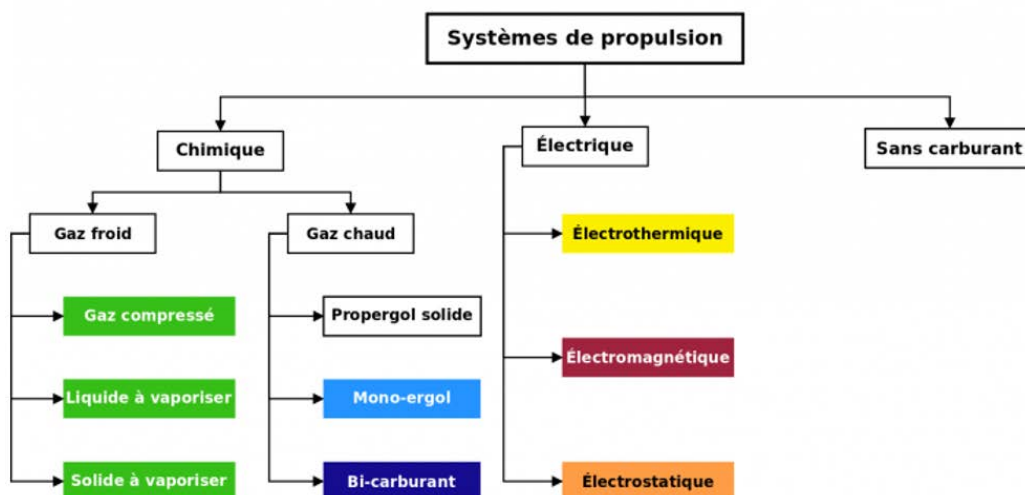


Figure 1 : Classification des différents types de propulsion

1. **Système de propulsion chimique :**

La propulsion chimique utilise des gaz à haute température et/ou pression, accélérés à travers une tuyère. Les systèmes de propulsion chimique sont généralement associés à des impulsions spécifiques plus faibles que les propulsions électriques, mais de plus grandes poussées. On peut les diviser en deux catégories : les systèmes à gaz froid et à gaz chaud.

a) **Système de propulsion a gaz froid :**

Ces systèmes utilisent des gaz stockés sous haute pression ou sous forme liquide pour gagner de l'espace dans le réservoir. Les gaz sont détendus dans une tuyère convergente-divergente pour obtenir la force de poussée. Ce sont les systèmes les plus simples à mettre en œuvre, mais cela s'accompagne d'une faible force de poussée et d'un faible rendement (impulsion spécifique). Ils présentent une bonne aptitude au fonctionnement en mode pulsé, du fait du faible temps de réponse, les rendant attrayants pour assurer le contrôle d'attitude. Ils ont également l'avantage de limiter les contaminations de l'environnement, ce qui est intéressant notamment pour les optiques des missions scientifiques.

La simplicité de ces systèmes les rend intéressants pour les CubeSats. Néanmoins, du fait de la nécessité de pressuriser le carburant, ils ne respectent pas le cahier des charges décrit par le CDS ("CubeSat Design Spécification").

b) Système de propulsion a gaz chaud :

Pour les missions requérant des niveaux de poussée et d'impulsion supérieurs, les gaz froids ne sont plus adaptés et il est nécessaire d'utiliser des carburants plus énergétiques générant des gaz chauds. Les systèmes à gaz chaud sont le type le plus commun de propulsion spatiale. Les ergols des systèmes à gaz chaud sont stockés à l'état liquide ou solide. Une réaction de combustion exothermique de l'ergol est nécessaire pour obtenir des produits à haute température qui sont ensuite expulsés dans la tuyère. Ils nécessitent donc généralement une étape de plus que les gaz froids qui n'ont pas besoin d'une combustion. On les classe en deux catégories en fonction de leur ergol :

-Liquide, comprenant mono-ergol et bi-liquide.

-Solide, mais cela concerne les fusées et non les satellites car ils ne sont pas réallumables.

• **Mono-ergols :**

Le mono-ergol le plus utilisé est l'hydrazine. Il se décompose dans le propulseur par catalyse. Les gaz chauds résultant sont expulsés par la tuyère. Il présente l'avantage d'être fiable tout en conservant de bonnes performances, mais sa haute toxicité a poussé les chercheurs à s'orienter vers des alternatives appelées « mono-ergols verts ». Ces ergols sont des sels dérivés de l'acide nitrique, tels que le dinitramide d'ammonium.

• **Bi-liquides :**

Dans les systèmes à bi-liquides, deux ergols, un comburant et un carburant, produisent une force de poussée par combustion. Ils sont introduits séparément dans la chambre de combustion où ils s'enflamment spontanément par contact et génèrent des gaz chauds, une nouvelle fois détendus dans la tuyère. Ces systèmes sont plus complexes et plus chers que les systèmes présentés précédemment, mais ils sont également plus efficaces (meilleure Isp) et plus puissants (meilleure poussée). [3]

2. Propulsion électrique :

La propulsion électrique contourne la limitation fondamentale de la propulsion chimique, c'est-à-dire que l'énergie du carburant expulsé ne dépend que de son énergie chimique et du débit. Une énergie électrique ou électromagnétique est utilisée afin d'éjecter de la matière à des vitesses beaucoup plus élevées. En d'autres termes, on utilise la puissance électrique issue du sous-système électrique (panneaux solaires, batteries...) pour accélérer le carburant et produire une force de poussée. Ces vitesses d'éjection plus importantes se traduisent immédiatement par une plus grande efficacité (moins de carburant est nécessaire pour obtenir un même incrément de vitesse). Néanmoins, les forces de poussée produites sont nettement plus faibles que dans le cas

de la propulsion chimique. Par conséquent, la propulsion électrique est préférée lorsque le ΔV à réaliser est important ou lorsqu'il est nécessaire des manœuvres avec des poussées très faibles (contrôle d'attitude très précis, etc.).

La propulsion électrique offre une grande gamme de performances en fonction du type de sous-système utilisé. On les classe ainsi en trois catégories : les systèmes électro-thermaux, électromagnétiques et électrostatiques.

a) Systèmes de propulsion électro-thermaux

Historiquement, ces systèmes sont une amélioration par rapport aux systèmes de propulsion chimique. Le gaz est chauffé en passant le long d'une surface chauffée électriquement ou à travers un arc électrique afin de lui conférer plus d'énergie. Le gaz ainsi chauffé bénéficie d'une détente plus efficace.

b) Systèmes de propulsion électromagnétiques

La propulsion électromagnétique utilise la conversion d'un gaz en plasma. Le plasma est constitué d'électrons (de charge électrique négative), d'ions (pour la plupart de charge électrique positive) et d'atomes ou molécules neutres (non chargés électriquement). Les ions positifs résultants sont alors accélérés à de très grandes vitesses par l'énergie électrique grâce à la force de Laplace $\mathbf{j} \wedge \mathbf{B}$, où \mathbf{j} et \mathbf{B} sont respectivement le flux de courant ionique dans le plasma et le champ magnétique. Il en résulte une force de poussée sur le satellite dans la direction opposée.

Contrairement aux systèmes électrostatiques qui vont être présentés par la suite, les systèmes électromagnétiques expulsent un plasma globalement neutre, ce qui est intéressant pour éviter de charger électriquement le reste du satellite. Cette famille de propulseurs contient notamment les PPT (Pulsed Plasma Thrusters) (Propulseurs à plasma pulsé), les VAT (Vacuum Arc Thrusters) (Propulseurs à arc sous vide) ou encore les MPDT (Magneto Plasma Dynamic Thrusters) (Propulseurs magnéto-plasma dynamiques).

c) Systèmes de propulsion électrostatiques

À la manière de l'accélération électromagnétique, l'énergie électrique est dans un premier temps utilisée pour transformer le fluide propulsif en plasma. La différence se situe au niveau de l'accélération des ions qui n'est plus obtenue par les forces de Laplace mais par l'application d'un champ électrostatique \mathbf{E} créant une force de Coulomb ($\mathbf{F} = q \mathbf{E}$). Les systèmes de propulsion électrostatiques nécessitent généralement l'installation d'un neutraliseur (cathode) qui fournit des électrons au faisceau d'ions, afin de conserver la neutralité électrique du jet.

Parmi les propulseurs électrostatiques, on peut citer les propulseurs ioniques, les propulseurs à effet Hall et propulseurs FEED (Field Emission Electric Propulsion).

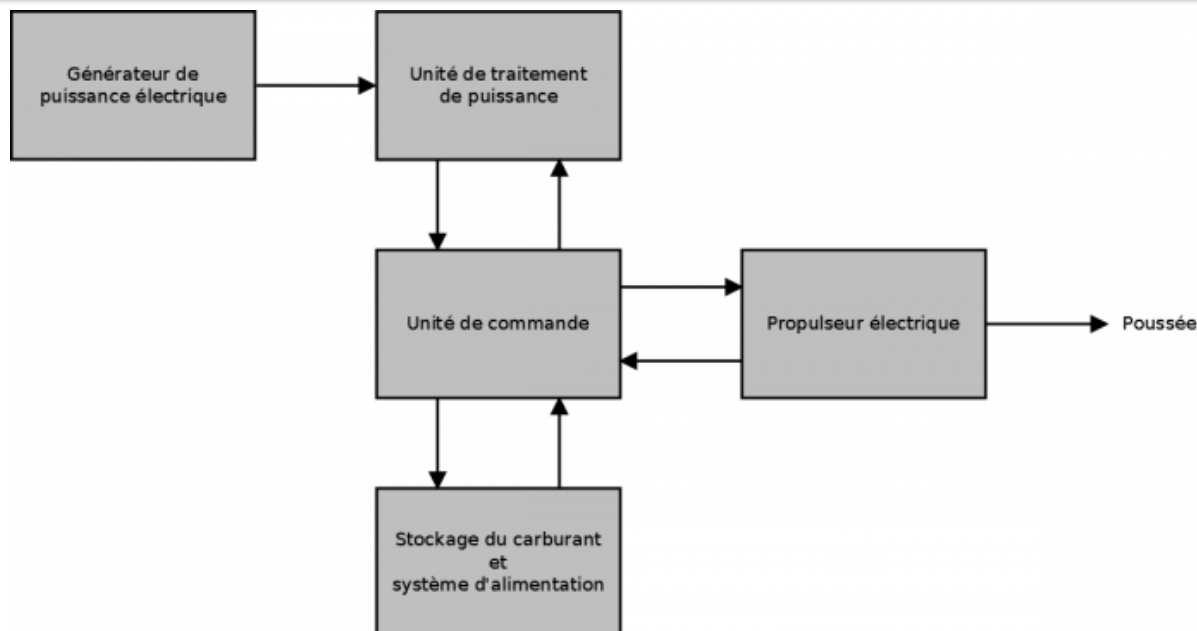


Figure 2: Schéma des systèmes de propulsion électriques

C. Utilisation de la propulsion pour nano-satellites :

La conception de systèmes de propulsion pour les satellites, ou engins spatiaux, a fait l'objet de recherches intensives au fil des ans. Diverses technologies ont été proposées, démontrées et utilisées dans l'espace. La question de la propulsion des petits satellites n'en est cependant qu'à ses débuts. La plupart des technologies les plus sophistiquées, dans ce domaine, n'ont été testées qu'à la surface de la terre. Les satellites peuvent être classifiés sous forme de mini-satellites (100-500 kg), microsatsellites (10-100 kg), nano-satellites (1-10 kg), pico-satellites (0,1-1 kg) et femto-satellites (< 0,1 kg). Dans la topologie du CubeSat, les Pico-satellites et les Nano-satellites sont une plateforme très utile pour effectuer des missions dans l'espace. Cette catégorie de missions peut inclure des tests expérimentaux, des projets éducatifs ou même des actions de surveillance de la terre ayant une valeur économique. Cependant, cette classe de satellites est associée à un problème fondamental qui empêche sa pleine exploitation économique dans toutes les conditions, à savoir le manque de système de propulsion adéquat pour travailler à cette échelle. Aujourd'hui, une solution propulsive capable d'effectuer couramment un transfert d'orbite est inexistant. Pour analyser les solutions existantes, et en prévoir d'autres, il est obligatoire d'examiner les solutions propulsives possibles pour ce type de plateforme satellitaire. L'inexistence de systèmes propulsifs adéquats pour fonctionner dans CubeSats rend ainsi impossible l'exécution régulière de grandes manœuvres orbitales. Cela limite également les possibilités de désorbitation et, dans ces conditions, le CubeSats peut produire de nouveaux débris spatiaux, ce qui n'est pas souhaitable pour des raisons de sécurité. Un autre aspect important, qui prend de plus en plus d'importance, est l'application de l'utilisation de propergols

Chapitre 1

respectueux de l'environnement. Par conséquent, les systèmes basés sur l'hydrazine, tels qu'ils sont utilisés dans les macro-satellites actuels, ne sont pas considérés comme une bonne approche pour cette technologie à l'échelle nanométrique.

Selon le CubeSatscan, la mesure des unités U, avec un U correspondant à un cube de 10 cm de côté, ayant un maximum de 1,33 kg. Cela les fait intégrer dans la catégorie des nano-satellites ou des pico-satellites, compte tenu de leur poids. La puissance disponible n'est que de plusieurs watts, et le transfert de données télécom typique est effectué à 1 Mbps. Les coûts de lancement peuvent atteindre 50ke-200ke, ce qui est extrêmement bas par rapport aux satellites traditionnels. Les CubeSats peuvent être construits avec une topologie de 2U, 3U ou plus, en fonction des besoins de la mission spécifique. Ces dispositifs sont généralement lancés en plusieurs unités, à partir d'une boîte en aluminium équipée avec des ressorts d'éjection, ce dispositif de positionnement en orbite est généralement appelé Pico-satellite Orbital Déployer.

En août 2011, le seul système de propulsion éprouvé dans l'espace utilisé avec succès sur un Cubesat est un propulseur à gaz froid pressurisé (NANOPS) au fluorure de soufre (SF₆) à bord du CanX-2 avec une impulsion spécifique déterminée expérimentalement $I_{sp}=46.7$ s à une poussée maximale de 35 mN. Les bits d'impulsion minimum obtenus avec ce système ont été rapportés dans la plage $I_{Bit}=0.15$ mNs (réservoir plein) à $I_{Bit}=0.07$ mNs (réservoir vide), permettant des manœuvres en orbite fine pour un éventuel vol en formation. Le système de propulsion a été estimé à 35 m/s pour le Cubesat 3 U. La masse totale du sous-système a été estimée à moins de 500 g. Un autre propulseur à gaz froid, basé sur le stockage d'azote solidifié, devrait être testé à bord du Delfi-n3Xt, et fournir les niveaux de poussée attendus de 6-100 mN à une impulsion spécifique estimée $I_{sp}=430$ s. Le sous-système, qui nécessite environ 1/3 d'unité, stocke 2,5 g de propergol à une masse totale de 120 g. Le seul système de propulsion électrique utilisé dans une mission Cubesat a été un module de propulseur à arc sous vide (VAT) monté sur l'ION de 2 U du Cubesat, qui a été perdu en raison d'une défaillance de lancement. Le propulseur devait produire des bits d'impulsion dans la plage $I_{Bit}=0.25-50$ mN s à l'impulsion spécifique estimée $I_{sp}=1000$ s. [4]

Nous présentons ici un examen détaillé des divers systèmes de propulsion proposés pour les nano et microsattellites. Cette section comprend également un examen des systèmes qui peuvent être appliqués dans des engins spatiaux similaires à petite échelle. Le système le plus classique est basé sur la propulsion chimique. Dans ces derniers, la poussée est généralement obtenue en accélérant le flux de sortie sur une tuyère convergente-divergente, La plupart des systèmes tentent d'augmenter l'enthalpie totale du fluide en fonctionnement avant la tuyère, ce qui se traduit par une énergie cinétique élevée et donc une poussée plus importante. Afin de faire fonctionner les propulseurs du système, les réservoirs sont stockés dans un réducteur de pression

Chapitre 1

France et une vanne de contrôle permet de faire fonctionner le système de manière optimale. Pour les systèmes à base de mono-propulseur, le fluide doit être traité thermiquement ou catalytiquement afin d'être détendu en un gaz à haute température, avant d'être introduit dans la tuyère. Dans les systèmes basés sur un bi-propulseur, un oxydant et un combustible doivent être utilisés pour augmenter l'enthalpie totale. Cette complexité est compensée par l'impulsion spécifique plus élevée, en comparaison avec les concepts à mono-propulseur. Le concept de propulseur solide peut être compact. Dans ce système classique, la combustion du propergol solide produit un gaz à haute énergie cinétique, qui est ensuite envoyé dans la tuyère d'échappement. Pour en avoir plus de flexibilité cette classe de systèmes peut être intégrée avec une capacité de redémarrage (pour le contrôle), en utilisant un concept hybride. Les systèmes alternatifs aux systèmes chimiques sont les propulseurs électriques.

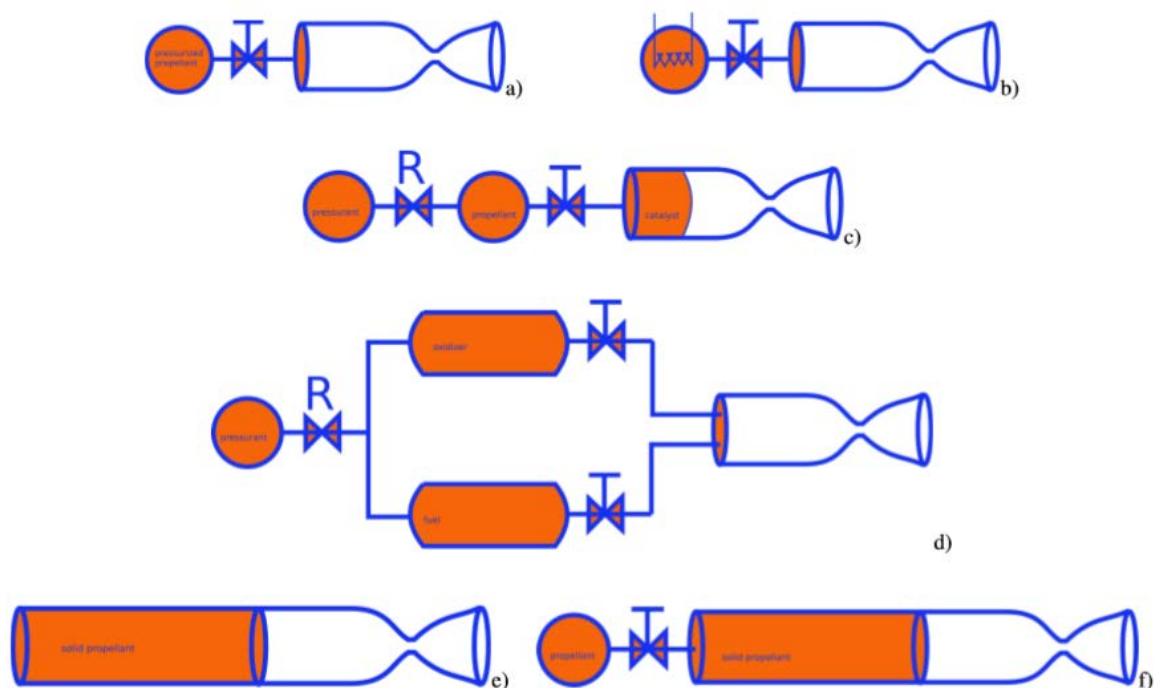


Figure 3: Système classique basé sur la technologie chimique

a) Propulseur de gaz froid pur b) un propulseur de gaz chaud c) exemple de système monopropellant d) propulseur bipropellant e) un propulseur solide f) exemple d'un système hybride propulseur

- **Système de gaz froid :**

La plupart des CubeSats ne sont pas équipés d'un système de propulsion. En fait, le premier nano-satellite qui devait être lancé et qui comprenait une capacité de propulsion était le CanX-2, et remonte à 2008. Ce nano-satellite avait une topologie 3U et comprenait un système de propulsion par gaz froid. Le propulseur était du SF₆, et le sous-système était capable de générer

une poussée de 35mN avec un ΔV de 35m/s, tout cela ayant une impulsion spécifique de 46,7s. Le poids de ce système propulsif était inférieur à 500g. Une version plus avancée de ce sous-système a été lancée en 2014, appelée mission CanX-4/5 et a été utilisée pour démontrer avec succès la capacité de vol en formation. En Europe l'université technique de Delft a lancé en 2013 un CubeSat avec des propulseurs à gaz froid qui était basé sur l'azote solide. Ce sous système de propulsion n'avait qu'un poids de 119g, mais était capable de développer une traction de 6mN et avait une impulsion spécifique de 20s. Cependant, nous devons garder l'esprit que la démonstration en vol de systèmes propulsifs pour CubeSats est encore rare. Il faut poursuivre sur cette voie afin que ces systèmes puissent atteindre les niveaux de maturité de leurs homologues l'échelle macro. Étant donné qu'il n'existe pas de définitives solutions technologiques pour la propulsion des CubeSats, une pléthore de solutions à été proposée, une autre plus réaliste. Les systèmes basés sur le gaz froid sont en fait très populaires parce qu'ils sont simples, ce qui se traduit directement par une bonne fiabilité. En fait, beaucoup des systèmes proposés sont simplement basés sur une miniaturisation des dispositifs traditionnels ' l'échelle macro' c'était surtout le cas pour ceux qui sont basés sur l'hydrazine. Les systèmes à bas d'hydrazine introduisent des risques de sécurité, qui empêchent généralement leur utilisation pour des activités commerciales non gouvernementales' C'est la raison pour laquelle la technologie alternative, basée sur le N₂, est devenue populaire. Dans les deux cas, le problème majeur est lié à la grande quantité d'énergie nécessaire pour faire fonctionner les systèmes de contrôle des soupapes, en plus de la nécessité d'utiliser des réservoirs à pression. Une alternative consistant à utiliser des réservoirs plus petits, avec une pression de stockage plus élevée, introduit des risques de sécurité qui compromettent son adoption. Dans le contexte des poussées de froid, un système qui a connu un grand succès est celui qui équipe le satellite européen PRISMA. Tout le sous-système de propulsion est utilisé dans un espace correspondant à une surface cubique (10 cm x 10 cm' d'une hauteur de 3 cm seulement. Cet élément propulsif comprenait en fait 4 propulseurs indépendants, chacun d'une puissance dissipée de 2W, atteignant ainsi un total de 8W. Le propulseur était alimenté par du butane liquide, ce qui impliquait une pression de stockage très réduite, et était capable d'une ΔV de 15m/s. La question de la pression du réservoir a été résolue par certains groupes grâce ' l'utilisation d'un propergol solide C'est le cas des propulseurs à bas d'azote D'autres équipes, au lieu d'utiliser un propulseur solide, ont proposé l'utilisation d'un propulseur liquide, à savoir le butane et l'ammoniac. Comme ceux-ci peuvent atteindre immédiatement un état d'épaississement par simple expansion. VACCO Industries aux États-Unis es' l'une des entreprises qui a le plus travaillé sur cette solution. Cette société a été l'une des premières à mettre à disposition un système de propulsion commercial pour CubeSats, basé sur une topologie 1U. Leur système peut fournir une poussée de 53mN et a une impulsion spécifique

de 70s, avec une ΔV de 34m/s. Pour les CubeSats plus grands (comme le type 3U), la société fournit le propulseur Palomar, avec une traction de 35mN.[5]

- **Système de gaz chaud :**

Il est évident que le propulseur le plus compact, avec de faibles besoins énergétiques pour fonctionner, est la fusée à propergol solide chimique. La société ATK propose le propulseur STAR pour la topologie 1U. Ce système de propulsion fournit une poussée de 169N, peut fournir une ΔV de 1,3km/s, et a une impulsion spécifique de 250s. Cependant, cette classe de système n'inclut pas le contrôle et la régulation, ils ne sont pas capables de module l'action du système propulsif. C'est une grande faiblesse. Dans l'ensemble, les fusées chimiques offrent un très faible degré de flexibilité, et ne sont globalement pas très efficaces. Dans le contexte de cette catégorie de systèmes chimiques, et pour augmenter leur niveau de flexibilité, en particulier en ce qui concerne le contrôle de la poussée, des systèmes basés sur des réseaux ont été proposés. Ceux-ci comprennent en fait un ensemble de micro-propulseurs, qui peuvent être actionnés indépendamment. Cela se fait en activant un ou plusieurs des petits propulseurs en fonction des exigences de poussée. Cette technologie a été développée en France et en Corée par les laboratoires spatiaux nationaux. Aux États-Unis, certaines petites entreprises privées y ont également travaillé. En plus de ne pas avoir été prouvé en vol, une autre faiblesse de ces systèmes est liée au manque de précision de leurs allumeurs. Cependant, ils peuvent encore devenir une future technologie viable. Dans certains satellites de taille macro, les propulseurs à gaz chaud sont basés sur deux propulseurs, ils sont alors appelés propulseurs bi-propulseurs.

Cette solution implique un système de tuyauterie pour chacun des réservoirs séparés, ce qui se traduit par des problèmes de miniaturisation lorsqu'une minimisation est nécessaire. En raison de ces problèmes d'échelle réduite, cette technologie n'est pas populaire parmi la communauté qui développe des systèmes de propulsion pour les CubeSats.

Un concept qui a été proposé pour les rendre plus compacts est basé sur un seul réservoir d'eau. On procède ensuite à une électrolyse et, en outre, on active une combustion pour obtenir la poussée des deux gaz. Ce dispositif est appelé HYDROS et a été proposé par Tether Unlimited aux États-Unis. Le propulseur peut fournir une traction de 0,8N, une ΔV qui peut atteindre 300m/s, avec une impulsion spécifique de 300s.[5]

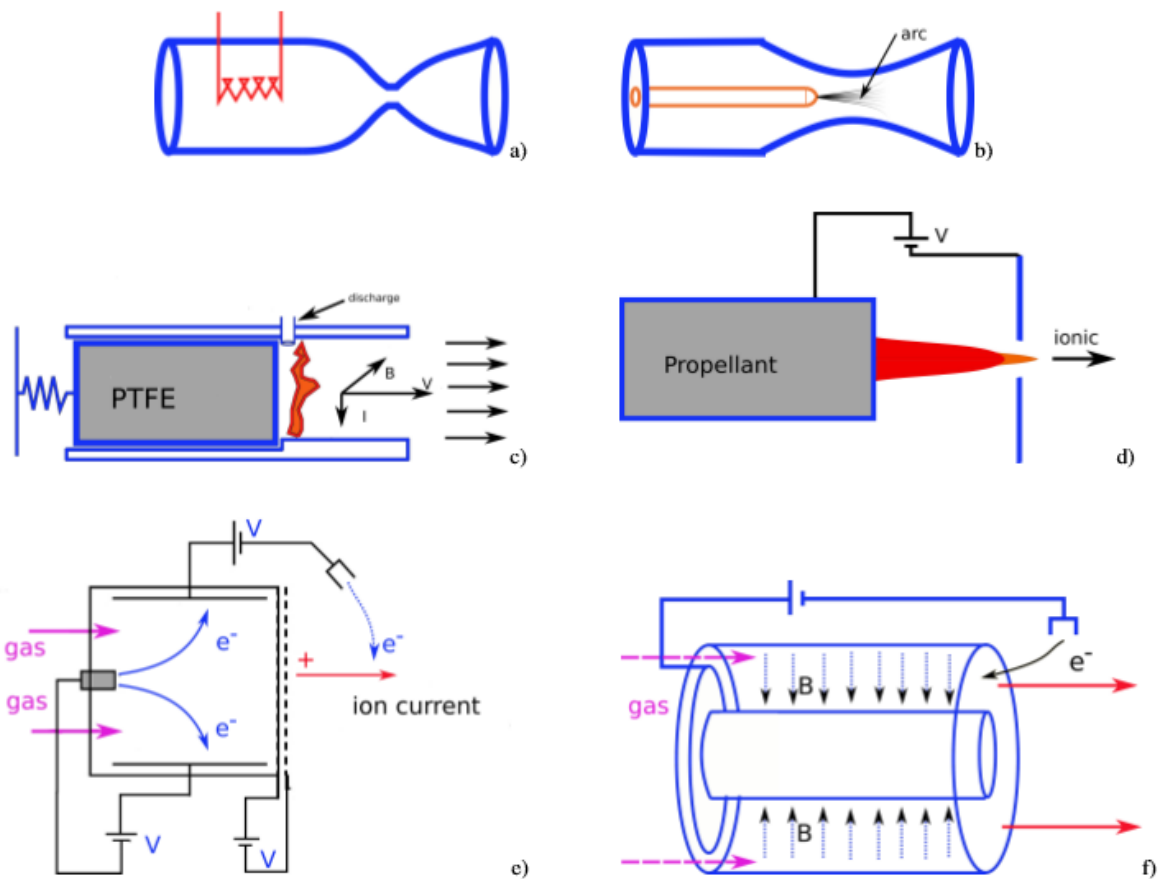


Figure 4: Concepts de propulsion électrique

- a) propulseur resistojet. b) arcjet thruster. c) (PPT) propulseur à plasma pulsé. d) propulseur electro spray. e) propulseur d'ions. f) poussette de Hall.

- **Système de propulsion électrique :**

Dans les grands vaisseaux spatiaux interplanétaires, ou satellites, l'utilisation de propulseurs électriques est de plus en plus populaire. Il est donc naturel qu'ils puissent également être considérés comme une solution intéressante pour les CubeSats. Les systèmes basés sur la propulsion électrique peuvent atteindre une impulsion spécifique élevée, et permettent de réduire la masse de propergol à bord. Cependant, la poussée développée par ces systèmes est généralement de faible valeur, mais cela ne peut peut-être pas être un problème pour les CubeSats. Dans cette catégorie de concepts, diverses solutions ont été proposées. L'un des concepts les plus populaires, dans le domaine de la propulsion électrique, est lié aux propulseurs à plasma pulsé (Pulsed Plasma Thrusters en anglais). Ces PPT ont été initialement proposés au siècle dernier, dans les années 60. En général, ces dispositifs sont basés sur l'action d'une décharge électrique entre deux électrodes, lorsque celle-ci sublime une fraction d'un propergol solide. En général, le matériau sublimé est ensuite accéléré au moyen de la force de Lorentz. En Europe, l'université de Southampton travaille sur cette technologie, tout comme la société

américaine Busek. Aux États-Unis, la société AASC a introduit une nouvelle approche. Leur concept défini selon lequel les électrodes de décharge sont également l'élément propulseur à sublimer. Ces dispositifs ont été appelés Vacuum Arc Thrusters (propulseur à arc sous vide). La figure 3 présente les performances relatives de ces dispositifs par rapport à d'autres systèmes de propulseurs. Ces systèmes VAT résolvent le problème traditionnel de l'érosion des électrodes, puisqu'elles sont en fait faites pour être érodées au fil du temps, fournissant ainsi le propergol nécessaire. Ce système est très compact puisqu'il ne nécessite pas d'élément propulseur solide séparé. En Europe, un concept similaire a été développé sur le CubeSat UWE-4. SMART-1 était une mission de l'ESA qui a emmené un vaisseau spatial non habité en orbite autour des lunes. Ce macro-système utilisait une technologie différente, la propulsion ionique. Ce type de concept de propulsion ionique a également été proposé pour être utilisé à l'échelle des nano-satellites. Ces dispositifs fonctionnent en ionisant un propulseur, qui est ensuite accéléré à moyen d'un champ électrique. À l'échelle du CubeSat, on ne connaît pas de propulseur ionique testé dans l'espace, mais plusieurs concepts sont testés en laboratoire. Aux États-Unis, vers l'an 2000, l'université de Pennsylvanie a proposé son propulseur ionique miniature à micro-ondes, ainsi qu'un propulseur ionique miniature à radiofréquence. Un autre propulseur, en corrélation avec les précédents, est le propulseur à effet Hall. Il fonctionne également à l'aide d'ions mais, comme les précédents, il est toujours limité au développement en laboratoire. Le principal avantage de ces dispositifs semble être leur facilité de miniaturisation. Un dispositif proposé par le MIT n'a que 4mm de diamètre mais il est capable de développer 1,8mN de poussée, ayant une impulsion spécifique de 826'. Même s'ils sont compacts, ils consomment de grandes quantités d'énergie, les systèmes décrits nécessitent 130W pour fonctionner. Une technologie qui a également été proposée dans cette catégorie de propulseurs est l'électrospray. Même s'ils sont moins populaires, ils ont l'avantage inhérent de ne pas avoir besoin de plasma, contrairement à ce qui se passe avec les propulseurs ioniques et à effet Hall. Néanmoins, la technologie de l'électrospray peut être considérée comme mûre à l'échelle macro, mais elle en est loin à l'échelle nano-satellite. Un tel propulseur CubeSat peut nécessiter une taille de 0,5U.

Le Resistojet est un autre type de technologie considéré dans la section de la propulsion électrique, il est en fait le plus simple de tous. Dans un Resistojet, un échangeur de chaleur est utilisé pour transférer la chaleur dans le propulseur avant qu'elle ne soit expulsée au niveau de la tuyère. Cependant, même si elles sont simples et plus fiables, elles ne sont pas très efficaces. Leur efficacité n'est que légèrement supérieure aux propulseurs à froid. La principale faiblesse de cette technologie est qu'elle nécessite un budget énergétique important, ce qui rend son utilisation dans les CubeSats irréaliste. La société Busek fournit un micro-propulseur à résistivité

Chapitre 1

élevée qui nécessite un espace de 1U, elle peut fournir un ΔU de 60m/s avec une impulsion spécifique de 150s, mais elle nécessite une puissance de 15 Watt.

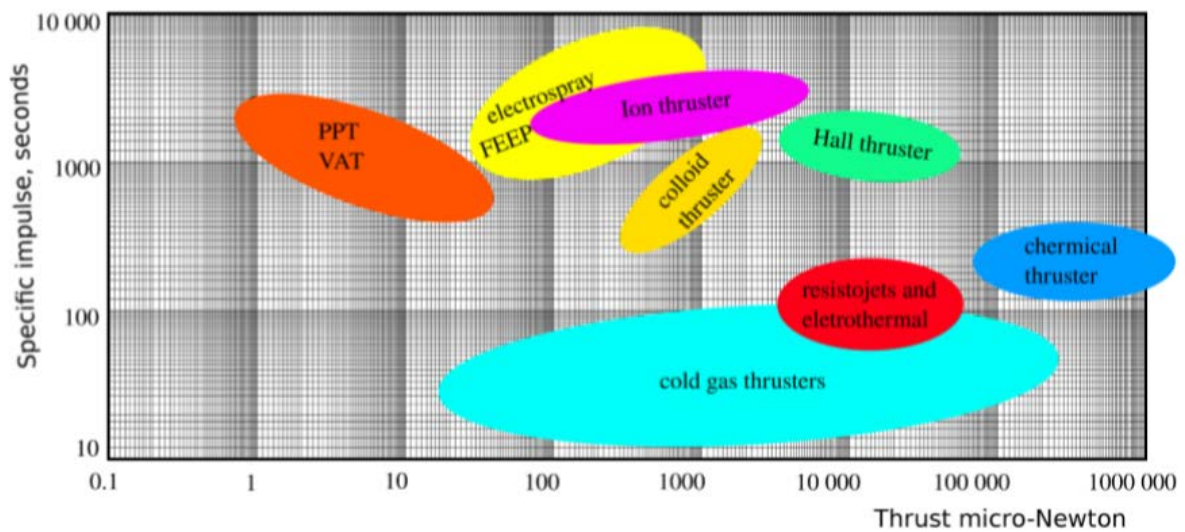


Figure 5: Caractéristique des systèmes actuels de nano et micro propulsion pour satellites et espace

Tableau 1: Comparaison des différents types de propulsion

Type de Propulsion / propulseur	Propergol	Poussé [mN]	Impulsion spécifique [s]	Puissance [W]	Coût [x1000\$]	Reference
Cold Gas	Nitrogène	0.12	65	1.5	45	[6]
Monopropellant	Hydranzine	1	227.5	18	249	[6]
Monopropellant	LMP-103S	1	235	8	233	[6]
Monopropellant	AF-M315	1	235	12	233	[6]
Bipropellant	MMH/NTO	22	294	10	300	[6]
Solid	Star 4G: HTPB + A	258	276	0	710	[6]
Resistojet	Ammonia	0.01	150	15	100	[6]
Resistojet	SSTL : Butane	0.5	80	15	100	[6]
Ion Engine	BIT-1 : Xenon	0.000115	1600	28	150	[6]
Ion Engine	BIT-3 : Xenon	0.000185	2100	86	150	[6]
Pulsed Plasma	PPTCUP : PTFE	0.00004	655	2	200	[6]

Hall thruste	BHT-200 : Xenon	0.013	1375	200	125	[6]
--------------	--------------------	-------	------	-----	-----	-----

Divers systèmes de propulsion alternatifs :

Certains systèmes propulsifs ne dépendent pas de l'utilisation d'un propulseur, comme dans le cas des câbles d'ancrage électrodynamiques. Ces dispositifs utilisent la force de Lorentz en recourant au mouvement des électrons qui se produisent le long des brins projetés par le nano-satellite. Une autre technologie alternative, qui ne dépend pas des propulseurs, est liée à l'utilisation de voiles solaires pour les CubeSats. C'est le cas du Nanosail-3, qui est basé sur une topologie 3U et qui a été lancé en 2010 par la NAS. Les systèmes basés sur les cellules solaires fonctionnent en extrayant le transfert de quantité de mouvement des photons solaires. Ce type de technologie ne peut pas être appliqué dans toutes les situations, car il dépend fortement de l'orientation du satellite. Elle produit également des valeurs de poussée de faible intensité.[5]

Nous avons souligné les principaux défis associés aux systèmes de propulsion CubeSat. Une large liste de concepts de propulsion est désormais disponible pour les nano et microsattelites, ou des engins spatiaux de taille similaire, voir la figure 3. Les propulseurs à plasma pulsé sont un bon choix pour le contrôle d'attitude, mais dans leur TRL actuel, ils ne constituent pas un choix adéquat pour des manœuvres plus ambitieuses, telles que le transfert d'orbite. Pour obtenir des niveaux de poussée plus élevés, on peut utiliser des propulseurs à hydrazine, mais ceux-ci sont remplacés par des propulseurs à propergol non toxique respectueux de l'environnement, y compris des propulseurs à propergol solide. Toutefois, ils ne sont adaptés qu'aux engins/satellites de taille moyenne et, à leur niveau de charge utile actuel, ils sont coûteux. Dans un avenir proche, la cible sera principalement axée sur les propulseurs non toxiques. En fait, ils réduisent les coûts opérationnels et de sécurité et peuvent encore fournir une poussée suffisante pour accomplir les objectifs de la mission. Toutefois, l'utilisation de cette technologie pour les CubeSats de petite taille est encore en cours de développement, car de nombreux composants ne sont pas facilement miniaturisés. Des technologies non conventionnelles et novatrices, généralement associées à des versions améliorées des technologies existantes, sont à l'étude pour fournir une nouvelle flexibilité aux profils de mission. L'intérêt accru pour cette recherche augmentera certainement leur TRL moyen, à un rythme rapide, dans les années à venir. À l'heure actuelle, les propulseurs ioniques et Hall, ainsi que les électro-pulseurs, sont en cours de développement actif. Cet ensemble de technologies peut fournir une TRL élevée ΔV et sont donc adaptées aux transferts interplanétaires de faible poussée. Il est prévu qu'en intensifiant la

Chapitre 1

recherche sur ces concepts, leurs performances augmenteront également de manière significative.

Tableau 2: Comparaison entre les différents types de propulsion

Type de Propulsion / propulseur	Société	Puissance [W]	Poussé [mN]	Impulsion spécifique [S]	Reference
cold gas propulsion system NANOPS/SF ₆ CANX-2	Space Flight Laboratory (SFL)	--	35	46	[7]
electrothermal electric propulsion systems resistojet thruster CHIPS/R134a	CU Aerospace/ VACCO	30	30	82	[7]
Electrodynamic Propulsion Pulsed Plasma Thrusters CAT xenon	PhaseFour University of Michigan	50	2.77	498	[7]
Electrostatic Propulsion SiEPS (8 Thruster unit)	MIT	1.5	0.074	1150	[7]
Hall thruster/BHT-200	Busek, Natick, MA, USA	200	12.8	1390	[8]
Green monopropellant thruster	Busek	20	500	225	[9] [10]
Chemical propulsion / Hydrazine	Aerojet Rocketdyne	4	1080	219	[10]

Chapitre 1

Electrical/Thruster / Xenon	JPL/UCLA	30	1.5	3000	[10]
Electrical/Thruster / Iodine	Busek	10	0.1	2150	[10]
Electrothermal thruster	Busek	3-15	2-10	150	[11]
Electrical Thruster / Xenon	OIT	10	0.3	350	[10]
Chemical Thruster / AF-M315E	VACCO/ECAPS	15	400	259	[10]

❖ Conclusion :

Le choix du système de propulsion pour la fonction mise en orbite est une tâche complexe car le choix affecte de nombreux paramètres, tout système potentiel doit satisfaire à un certain nombre d'exigences minimales qui sont données par des données physiques ou opérationnelles.

Diverses technologies de propulsion sont actuellement disponibles pour les nano-satellites.

Alors que pour les systèmes de propulsion à gaz froid constituent une option idéale pour les applications de contrôle d'assiette, ils ont des limites pour les manœuvres les plus ambitieuses comme les grands transferts orbitaux.

D'autres solutions telles que l'hydrazine, les propergols non toxiques et les moteurs solides offrent une capacité élevée et conviennent aux missions qui nécessitent des poussées plus élevées.

Des électro-pulvérisateurs des propulsions à effet Hall et des moteurs ioniques sont en développement ces technologies de propulsion permettent aux engins spatiaux d'effectuer des transferts interplanétaires à faible poussée.

Chapitre 2 : Modélisation

III. Chapitre 2 : Modélisation

A. Principe de propulsion :

1. Introduction :

La technologie du système choisis pour notre étude est la propulsion à gaz froid en raison de sa simplicité, sa masse faible, relativement moins couteuse que les autres systèmes et qui peut fonctionner avec de nombreux types de propergols sans danger à des niveaux de consommation électrique faible et des temps de réponse élevés. Les systèmes de propulsion à gaz froid ont été principalement utilisés pour les systèmes de contrôle d'attitude, de maintien en position et de la mise en poste. Dans ce chapitre on va voir la modélisation d'un système de propulsion à gaz froid à partir des exigences spécifiées.

2. Equation de la fusée :

M : Masse instantanée d fusée A: Zone d'échappement

u : Vitesse de usée p : Pression d'échappement

v : vitesse d'échappement p_0 : Pression atmosphérique

En incrément de temps dt masse d'échappement= dm $dm = \dot{m} dt$

$$\text{Changement de dynamique du système} = M du - dm v \quad (\text{II.1})$$

$$\text{La force sur le système} = (p - p_0)A - M g \cos a \quad (\text{négliger la traînée}) \quad (\text{II.2})$$

Changement de dynamique = Impulsion = Force dt

$$M du - dm v = [(p - p_0)A - M g \cos a]dt \quad (\text{II.3})$$

$$M du = [(p - p_0)A + \dot{m} v]dt \quad (\text{Négliger la traînée}) \quad (\text{II.4})$$

Vitesse d'échappement équivalente

$$V_{eq} = \frac{(p-p_0)A}{\dot{m}} + v \quad (\text{II.5})$$

$$M du = V_{eq} \dot{m} dt = -V_{eq} dM \quad (\text{II.6})$$

$$du = -V_{eq} \frac{dM}{M} \quad (\text{II.7})$$

$$\Delta u = -V_{eq} \ln[M]_{mf}^{me} \quad (\text{II.8})$$

Rapport de propulseur

$$\text{MR} = \frac{mf}{me} \quad (\text{II.9})$$

$$\Delta u = V_{eq} \ln\left(\frac{mf}{me}\right) = V_{eq} \ln(\text{MR}) = I_{sp} g_0 \ln(\text{MR}) \quad (\text{II.10})$$

Les forces à bord d'une fusée changent de façon spectaculaire au cours d'un vol typique. Pendant un vol motorisé, les propergols du système de propulsion sont constamment évacués par la tuyère. Par conséquent, le poids et la masse de la fusée changent constamment. En raison de ce

changement de masse, nous ne pouvons pas utiliser la forme standard de la deuxième loi de Newton pour déterminer l'accélération et la vitesse de la fusée. Cette figure montre une dérivation de la variation de vitesse pendant le vol motorisé tout en tenant compte de la variation de masse de la fusée. Dans cette dérivation, nous allons négliger les effets de la portance et de la traînée aérodynamiques. Nous pouvons ajouter ces effets à la réponse finale.

Commençons par considérer le dessin de la fusée à droite. M est la masse instantanée de la fusée, u est la vitesse de la fusée, v est la vitesse de l'échappement de la fusée, A est la surface de la tuyère d'échappement, p est la pression d'échappement et p_0 est la pression atmosphérique. Pendant un petit laps de temps dt , une petite quantité de masse dm est évacuée de la fusée. Cela modifie la masse de la fusée et sa vitesse, et nous pouvons évaluer le changement d'impulsion de la fusée comme suit :

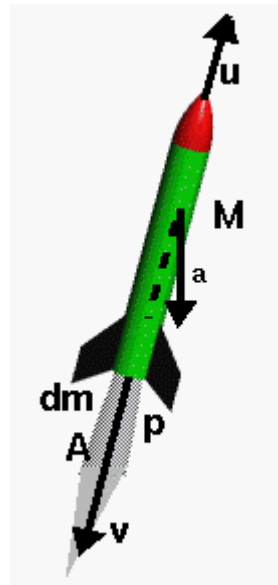


Figure 6: Principe d'un système propulsif

$$\text{Changement de dynamique de la fusée} = M(u + du) - M u = M du \quad (\text{II.11})$$

Nous pouvons également déterminer la variation dynamique de la petite masse dm qui s'épuise à la vitesse v comme : changement de la quantité de mouvement des gaz d'échappement

$$dm(u - v) - dm u = -dm v \quad (\text{II.12})$$

Ainsi, le changement total de la dynamique du système (fusée + échappement) est :

$$\text{Changement dans la dynamique du système} = M du - dm v \quad (\text{II.13})$$

Comme le montre la figure. Considérons maintenant les forces qui agissent sur le système, en négligeant la traînée sur la fusée. Le poids de la fusée est $M g$ (constante gravitationnelle) agissant selon un angle a par rapport à la trajectoire de vol. La force de pression est donnée par $(p - p_0) A$ agissant dans la direction positive u . La force totale sur le système est alors :

$$\text{Force sur le système} = (p - p_0) A - M g \cos(a) \quad (\text{II.14})$$

Le changement de dynamique du système est égal à l'impulsion sur le système qui est égale à la force sur le système multipliée par le changement de temps dt . Nous pouvons donc combiner les deux équations précédentes :

$$M du - dm v = [(p - p_0) A - M g \cos(a)] dt \quad (\text{II.15})$$

Si nous ignorons la force du poids, et que nous faisons un peu d'algèbre, cela devient

$$M du = [(p - p_0) A] dt + dm v \quad (\text{II.16})$$

Maintenant, la masse d'échappement dm est égale au débit massique \dot{m} multiplié par l'incrément de temps dt . Nous pouvons donc écrire la dernière équation comme suit :

$$M du = [(p - p_0) A + \dot{m} v] dt \quad (\text{II.17})$$

Sur la page web décrivant l'impulsion spécifique, nous introduisons la vitesse de sortie équivalente V_{eq} qui est définie comme

$$V_{eq} = v + (p - p_0) * A / \dot{m} \quad (\text{II.18})$$

Si nous substituons la valeur du V_{eq} dans l'équation du moment, nous avons :

$$M du = V_{eq} \dot{m} dt \quad (\text{II.19})$$

$\dot{m} dt$ est la quantité de changement de la masse instantanée de la fusée. Le signe de ce terme est négatif car la fusée perd de la masse lorsque les propergols sont épuisés.

$$\dot{m} dt = -dM \quad (\text{II.20})$$

Substitution dans l'équation de la dynamique :

$$M du = -V_{eq} dM \quad (\text{II.21})$$

$$du = -V_{eq} dM / M \quad (\text{II.22})$$

Nous pouvons maintenant intégrer cette équation :

$$\Delta u = -V_{eq} \ln(M) \quad (\text{II.23})$$

Où Δu représente la variation de la vitesse, et \ln est le symbole de la fonction logarithmique naturelle. Les limites de l'intégration vont de la masse initiale de la fusée à la masse finale de la fusée. La masse instantanée de la fusée M , la masse est composée de deux parties principales, la masse à vide m_e et la masse du propergol m_p . La masse à vide ne change pas avec le temps, mais la masse des propergols à bord de la fusée change avec le temps :

$$M(t) = m_e + m_p(t) \quad (\text{II.24})$$

Au départ, la masse pleine de la fusée m_f contient la masse vide et tout le propergol au décollage. À la fin de la combustion, la masse de la fusée ne contient plus que la masse vide :

$$M_{initiale} = m_f = m_e + m_p \quad (\text{II.25})$$

$$M_{finale} = m_e \quad (\text{II.26})$$

Nous nous substituons à ces valeurs que nous obtenons :

$$\Delta u = V_{eq} \ln (mf / me) \quad (\text{II.27})$$

Cette équation est appelée l'équation de la fusée idéale. Il existe plusieurs autres formes de cette équation que nous énumérons ici : En utilisant la définition du rapport de masse du propergol **MR**.

$$MR = mf / me \quad (\text{II.28})$$

$$\Delta u = V_{eq} * \ln (MR) \quad (\text{II.29})$$

V_{eq} est lié à l'impulsion spécifique I_{sp} :

$$V_{eq} = I_{sp} * g_0 \quad (\text{II.30})$$

Où g_0 est la constante gravitationnelle. Ainsi, le changement de vitesse peut être écrit en termes d'impulsion spécifique du moteur :

$$\Delta u = I_{sp} * g_0 * \ln (MR) \quad (\text{II.31})$$

Si nous avons un Δu souhaité pour une manœuvre, nous pouvons inverser cette équation pour déterminer la quantité de propergol nécessaire :

$$MR = e^{(\Delta u / (I_{sp} * g_0))} \quad (\text{II.32})$$

À quoi servent tous ces calculs ? Vérifions les résultats de l'équation avec quelques nombres. D'après notre discussion sur I_{sp} et comme le montre le simulateur de poussée, une valeur raisonnable de I_{sp} pour une fusée à hydrogène/oxygène liquide (comme le moteur principal de la navette spatiale) serait d'environ 350 secondes. Le simulateur d'orbite circulaire donne le Δu nécessaire pour atteindre une orbite de 200 miles de haut, soit environ 17 000 mph. La constante gravitationnelle de la Terre est de 9,81 m/s². En plaçant ces valeurs dans l'équation de la fusée idéale, le rapport de flux de masse **MR** qui en résulte est égal à 10. D'après l'équation de la fusée idéale, 90 % du poids d'une fusée en orbite est le poids du propergol. Les 10 % restants du poids comprennent la structure, les moteurs et la charge utile. Ainsi, compte tenu de l'état actuel de la technique, la charge utile ne représente qu'environ 1 % du poids d'une fusée idéale au lancement. Les fusées sont terriblement inefficaces et coûteuses.

Si vous incluez les effets de la gravité dans l'équation de la fusée, l'équation devient :

$$\Delta u = V_{eq} \ln(MR) - g_0 * tb \quad (\text{II.33})$$

Où **tb** est le temps de brûlure.

B. Paramètres propulsifs :

1. Poussée :

La poussée est une force mécanique. Elle est générée par la réaction d'accélération d'une masse de gaz. Le gaz est accéléré vers l'arrière et le moteur est accéléré dans la direction opposée. Pour accélérer le gaz, nous avons besoin d'une sorte de système de propulsion, considérons le système de propulsion comme une machine qui accélère un gaz.

D'après la deuxième loi du mouvement de Newton, nous pouvons définir une force (F) comme étant le changement d'impulsion d'un objet avec un changement dans le temps (t). Le moment est la masse de l'objet (m) multipliée par la vitesse (V). Ainsi, entre deux fois (t1) et (t2), la force est donnée par :

$$F = \frac{[mV]_2 - [mV]_1}{t_2 - t_1} \quad (\text{II.34})$$

Si nous gardons la masse constante et changeons simplement la vitesse avec le temps, nous obtenons l'équation de force simple :

$$F = m * a \quad (\text{II.35})$$

Si nous avons affaire à un solide, il est relativement facile de suivre sa masse ; les molécules d'un solide sont étroitement liées les unes aux autres et un solide conservera sa forme. Mais s'il s'agit d'un fluide (liquide ou gaz), et en particulier s'il s'agit d'un fluide en mouvement, il devient difficile de suivre la masse. Pour un fluide en mouvement, le paramètre important est le débit massique. Le débit massique est la quantité de masse se déplaçant dans un plan donné pendant un certain temps. Ses dimensions sont masse/temps (kg/sec, slug/sec, ...) et il est égal à la densité (r) multipliée par la vitesse (V) multipliée par la surface (A). Les aérodynamiciens désignent souvent ce paramètre sous le nom de "m point" (m avec un petit point sur le dessus). Notez que " \dot{m} " n'est pas simplement la masse du fluide, mais est défini comme étant le débit massique, la masse par unité de temps

$$\dot{m} = r * V * A \quad (\text{II.36})$$

Puisque le débit massique contient déjà la dépendance temporelle (masse/temps), nous pouvons exprimer le changement de moment à travers le dispositif de propulsion comme le changement du débit massique multiplié par la vitesse. Nous indiquerons la sortie de l'appareil comme la station "s" et le flux libre comme la station "0". Ensuite,

$$F = [\dot{m} * V]_s - [\dot{m} * V]_0 \quad (\text{II.37})$$

Une vérification des unités montre qu'il s'agit de masse/temps x longueur/temps = masse x longueur/ temps au carré. C'est la dimension d'une force. Il y a un effet supplémentaire dont nous devons tenir compte si la pression de sortie (p) est différente de la pression du flux libre. La

pression du fluide est liée à l'impulsion des molécules de gaz et agit perpendiculairement à toute limite que nous imposons. S'il y a un changement net de pression dans l'écoulement, il y a un changement supplémentaire dans l'impulsion. Dans la zone de sortie, nous pouvons rencontrer un terme de force supplémentaire égal à la zone de sortie (A_s) multipliée par la pression de sortie moins la pression du flux libre. L'équation de poussée la plus générale est alors donnée par :

$$F = [\dot{m} * V]_s - [\dot{m} * V]_0 + [p_s - p_0] * A_s \quad (\text{II.38})$$

Normalement, l'ampleur du terme de la zone de pression est faible par rapport aux termes m point- V . La tuyère d'un moteur à réaction est généralement conçue pour que la pression de sortie soit égale au flux libre. Dans ce cas, le terme de pression dans l'équation générale est égal à zéro et nous pouvons utiliser l'équation de poussée précédente. La force (poussée) est égale au débit massique de sortie multiplié par la vitesse de sortie moins le débit massique du flux libre multiplié par la vitesse du flux libre. Puisque le débit massique de sortie est presque égal au débit massique du flux libre, et que le flux libre est entièrement constitué d'air, nous pouvons appeler le débit massique à travers le moteur le débit d'air du moteur.

En examinant attentivement l'équation de la poussée, nous voyons qu'il y a deux façons possibles de produire une poussée élevée. La première consiste à produire une poussée élevée en augmentant le plus possible le débit d'air du moteur. Tant que la vitesse de sortie est supérieure à la vitesse du flux libre (entrée), un flux d'air moteur élevé produira une poussée élevée. C'est la théorie de conception des avions à hélices et des turbosoufflantes à forte dérivation. Une grande quantité d'air est traitée chaque seconde, mais la vitesse de l'air n'est pas très modifiée. L'autre façon de produire une poussée élevée est de faire en sorte que la vitesse de sortie soit beaucoup plus grande que la vitesse d'entrée. C'est la théorie de conception des turboréacteurs purs et des turboréacteurs avec postcombustion. Une quantité modérée de flux d'air est accélérée à une vitesse élevée dans ces moteurs. Si la vitesse de sortie devient très élevée, d'autres processus physiques deviennent importants et affectent l'efficacité du moteur

Pour les moteurs de fusée, puisque l'oxydant est transporté à bord, le débit massique à écoulement libre est nul. Ainsi, toute la poussée d'un moteur-fusée est produite par le débit massique de sortie multiplié par la vitesse de sortie. Pour les moteurs à turbine à gaz, nous pouvons absorber la dépendance du débit d'air du moteur dans un paramètre plus utile appelé la poussée spécifique. Pour les fusées et les turboréacteurs, la tuyère joue deux rôles importants. La conception de la tuyère détermine la vitesse de sortie pour une pression et une température donnée. Et en raison de l'étranglement du flux dans le col de la tuyère, la conception de la tuyère détermine également le débit massique à travers le système de propulsion. Par conséquent, la conception de la tuyère détermine la poussée du système de propulsion.[12]

2. Impulsion :

L'impulsion \vec{J} Unité (N.s) est juste la différence de la quantité de mouvement avant et après, ou bien c'est l'intégrale de la force nette en fonction de temps :

$$\vec{J} = \vec{p}_f - \vec{p}_i = \Delta\vec{p} \quad (\text{II.39})$$

L'impulsion est une grandeur vectorielle de même unité que la quantité de mouvement. Son sens est déterminé par la variation de la quantité de mouvement. On peut établir une relation entre l'impulsion et la force résultante agissant sur la particule à l'aide de la 2ème loi de Newton sous la forme :

$$\vec{F}_T = \frac{d\vec{p}}{dt} \quad (\text{II.40})$$

Comme

$$\Delta\vec{p} = \int d\vec{p} = \int \vec{F}_T dt \quad (\text{II.41})$$

On a :

$$\vec{J} = \int_{t_i}^{t_f} \vec{F}_T dt \quad (\text{II.42})$$

Cette équation est valable pour tout intervalle de temps $\Delta t = t_f - t_i$ mais on l'utilise le plus souvent dans le cas des forces que l'on qualifie d'impulsive.[13]

Les forces impulsives agissent durant un intervalle de temps très court et sont très grandes par rapport aux autres forces en présence. On dispose en général de peu de renseignements sur la variation de la force impulsive en fonction du temps, il est donc commode de définir la force moyenne agissant sur la particule par :

$$\vec{J} = \Delta\vec{p} = \overline{\vec{F}_{moy}} \Delta t \quad (\text{II.43})$$

3. Impulsion spécifique I_{sp} :

L'impulsion spécifique I_{sp} est un paramètre à chaque ensemble propulsif (propergols, tuyères, chambre de combustion) et permet de comparer l'efficacité des propergols dans des conditions de combustion similaire. Donc, plus cette valeur est grande, plus la quantité nécessaire du carburant est faible pour générer la poussée.

$$\vec{J} = \int \vec{F}_T dt = \int m dV \quad (\text{II.44})$$

Impulsion spécifique est donc :

$$\vec{J} = \Delta\vec{p} = \overline{\vec{F}_{moy}} \Delta t \quad (\text{II.45})$$

En régime permanent :

$$g_0 I_{sp} = \frac{F_T dt}{dm} \quad (\text{II.46})$$

Donc :

$$g_0 I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}} \quad \text{En (m/s)} \quad (\text{II.47})$$

On peut aussi voir que l' I_{sp} par unité de masse, le propulseur a fourni à l'unité de masse consommée et éjectée :

$$g_0 I_{sp} \approx \frac{dm V_{\text{éjection}}}{dm} \approx V_{\text{éjection}} \approx \text{vitesse moyenne d'éjection de la masse en (m/s)}$$

Usuellement, elle se calcule par le rapport de la poussée délivrée par un moteur fusée, exprimée en Newton, par le débit massique de propergol éjectée. Elle s'exprime en secondes et représente le temps durant un kilogramme de propergol est capable de produire une force de 9,81 Newton.[13]

$$I_{sp} = \frac{F_T}{g_0 \dot{m}} = \frac{V_e}{g_0} \quad (\text{II.48})$$

C. Modélisation d'un système à gaz froid :

On a précédemment démontré que la meilleure propulsion pour les nano-satellites est la propulsion à gaz froid due à sa simplicité et son utilisation efficace des combustibles, pour diminuer la haute pression des gaz froid on utilise des propergols au changement de phase. Pour réaliser un tel système on a procédé comme suit :

1. Configuration d'un système à gaz froid :

Plusieurs configurations sont utilisées pour modéliser ce système, la plus simple et la plus utilisée généralement contient un réservoir, vanne et tuyère (régulateur, résistance sa dépend du combustible utilisé) comme le montre la figure 7 qui suit :

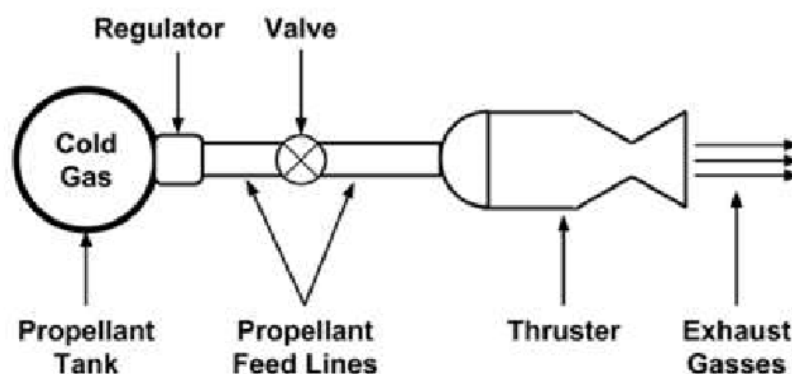


Figure 7 : Configuration d'un propulseur à gaz froid pour un nano-satellite

-Résistance (RESISTOJET) : Les performances du système de gaz froid sont plus élevées lorsque la température du gaz augmente. Un propulseur dans lequel les performances sont augmentées par l'utilisation d'une résistance électrique pour chauffer le gaz est connu sous le nom de système RESISTOJET Figure 8.

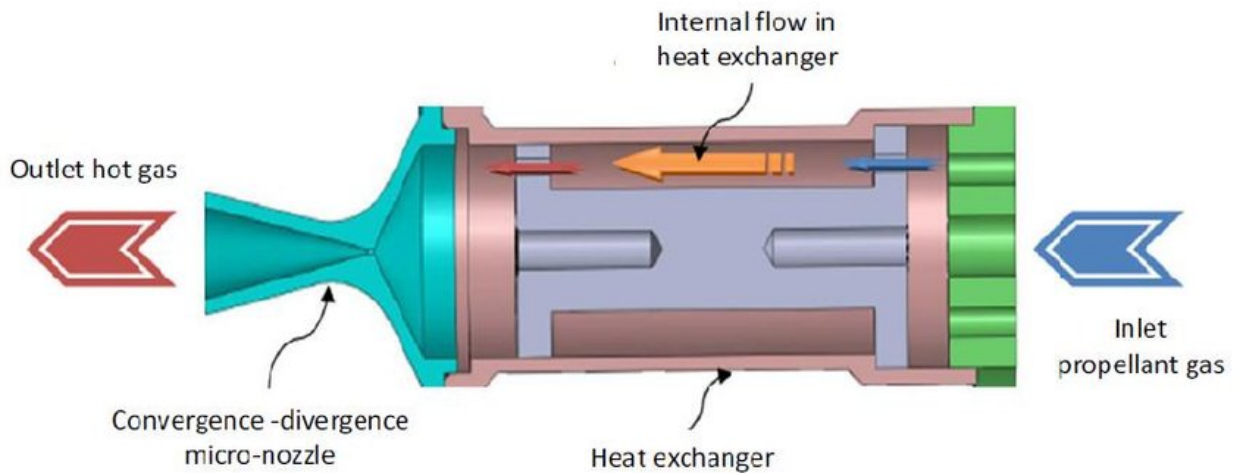


Figure 8: Coupe d'un model 3D du RESISTOJET

-Régulateur : C'est fait pour garder les propergols à haute pression dans leur état liquide, des systèmes de sécurité l'accompagnent qui vont ajouter du poids au satellite c'est pour cela on évite souvent d'utiliser les propergols qui ont une haute pression de vapeur.

a) Choix du propergol :

Le tableau 3 qui suit montre quelques gaz au changement de phase et leurs caractéristiques thermodynamiques qu'on peut utiliser pour les propulseurs à gaz froid :

Tableau 3: Tableau des gaz froids au changement de phase[14]

Liquide	Pression de vapeur a (21 C) bar	Densité Kg/m ³	Température critique C
Acétone	0.3	790	172
Ammoniac	8.8	682	132.4
Dioxyde du carbone	62	763	31
Isobutane	2.6	556	134.9
Oxyde nitreux	50	1223	36.4
R-134a	5.8	1150	100.9
Hexafluorure de soufre SF6	21.7	1880	45.5
Xénon	53.5	3057	16.5

Le tableau 3 montre que le xénon, l'oxyde nitreux et le dioxyde de carbone ont un bon potentiel de stockage. Toutefois, en raison de sa faible température critique, il ne reste à l'état liquide que sous haute pression. La pression de vapeur élevée dans le réservoir nécessiterait des procédures de sécurité supplémentaires et un réservoir de propulsion renforcé capable de résister à la pression accrue, ajoutant ainsi plus de masse au satellite. D'autre part, l'acétone a une pression de

stockage plus faible, mais elle ne fournit qu'une faible poussée. L'hexafluorure de soufre semble être un bon candidat en raison de sa densité liquide élevée et de sa pression de saturation de vapeur modérée par rapport aux autres carburants. Néanmoins, sa pression de saturation est plus élevée que la pression d'entrée dans la tuyère ; par conséquent, un système de régulation est nécessaire si l'on souhaite obtenir une faible impulsion, ce qui augmente la masse et la complexité du système.

Les candidats pour un système à deux phases comprennent le R-134a et l'ammoniac car tous deux ont une bonne densité de liquide saturé et des températures critiques élevées. Les deux systèmes ont des pressions de saturation qui pourraient être utilisées sans régulation. Cependant, la nature dangereuse de l'ammoniac limite son utilisation dans les applications spatiales. Le R134a est un réfrigérant commun utilisé dans la plupart des climatiseurs domestiques. Dans la majorité des pays du monde, le R-134a peut être acheté en petites quantités sans licence.

L'un des choix les plus courants pour les systèmes biphasés est le butane, car sa pression de vapeur est modérée pour garantir une poussée suffisante et faible, de sorte que l'engin spatial peut être contrôlé avec précision sans régulation supplémentaire, aussi due à sa disponibilité sur le marché et son prix bas par rapport aux autres propergols. Ces propriétés en font un candidat idéal.

b) Besoins du système de propulsion :

- **Incrément de vitesse ΔV :**

La mission DeltaV est la mesure de l'impulsion par unité de masse du nano-satellite qui est nécessaire pour effectuer une manœuvre telle que le lancement ou l'atterrissage sur une planète ou une lune ou des manœuvres dans l'espace. Le DeltaV est un paramètre budgétaire avec lequel nous décidons de la quantité totale de propergol nécessaire pour la mission.[15]

Les trois fonctions (lancement, la mise à poste, le maintien de l'orbite) fournissent le changement de vitesse (ΔV) et elles exigent une translation du centre de masse.

La fonction (le contrôle d'attitude) fournit le moment de rotation pour tourner le nano-satellite par rapport à son centre de masse.[16]

Le tableau 4 nous montre le changement du ΔV selon la mission, et le tableau 5 donne des exemples sur des nano-satellite déjà lancé :

Tableau 4: Changement de ΔV selon la mission

Mission	Mission interférométrique		Observation de la terre	Température de l'espace	Mission d'inspection		Formation de vol
	Lisa	ST3			Escort	Bandit	
Paramètre			EO-1	ION-F			CanX-4/-5
ΔV	2 m/s	n/a	100 m/s	n/a	35 m/s	35 m/s	100 m/s
I_{sp}	> 500 s	> 50 s	150-225 s	500 s	> 120s	65 s	50-100 s

Poussée	0.1 mN	4.5 mN	1000 mN	<0.112 mN	100 mN	55 mN	50-100 mN
---------	--------	--------	---------	-----------	--------	-------	-----------

Tableau 5: Exemple de ΔV pour différents systèmes de propulsion.

	MiPS	SNAP-1	NANOPS
Propergol	Isobutane	Isobutane	Sulfure Hexafluorure
Masse du propergol	53 g	32.6	15-18 g
Poussée	55 mN	45-120 mN	50 mN
I_{sp}	65 s	> 60 s	45 s
ΔV (4 Kg satellite)	8.5 m/s	4.8 m/s	2 m/s

On remarque que la valeur de ΔV des systèmes à gaz froid est faible par rapport à d'autres systèmes. Pour notre modèle on choisit une valeur $\Delta V = 20$ m/s pour une simple mission vers l'orbite LEO, notant que cette valeur peut être changée selon la masse du propergol.

- **Poussée :**

Notre nano-satellite doit pouvoir donner une valeur de poussée $F = 30$ mN, cette valeur va être utilisée dans nos calculs pour la conception du système.

- **Masse du nano-satellite :**

Cette étude a pour but de concevoir un système de propulsion pour un nano-satellite 6U de masse 8 Kg, ce système va occuper 2U du nano-satellite avec une masse qui ne dépasse pas 2.67 Kg.

- **Choix de la valve :**

La valve considérée pour ce modèle de vol du propulseur est l'une des valves IEP produites en série par la société Lee.

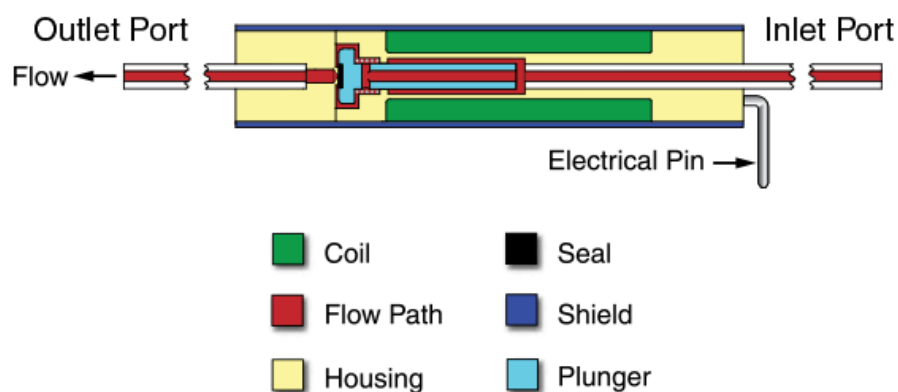


Figure 9: Valve série IEP - Vue d'ensemble

Ces vannes ont une pression de fonctionnement maximale allant jusqu'à 55 bar et une température de fonctionnement maximale allant jusqu'à 135 °C, et ont une masse inférieure à 5 g. Cela en fait de très bonnes candidates pour le modèle de vol, où des plages de température et des pressions de fonctionnement plus larges peuvent être nécessaires. La valve est présentée à la figure 8 et ses caractéristiques sont résumées dans le tableau 6. Cette vanne est conçue pour

Chapitre 2

fonctionner aussi bien avec des gaz qu'avec des fluides, et différents matériaux d'étanchéité sont possibles selon leur élastomère et ses propriétés chimiques comme le montre le tableau 7.

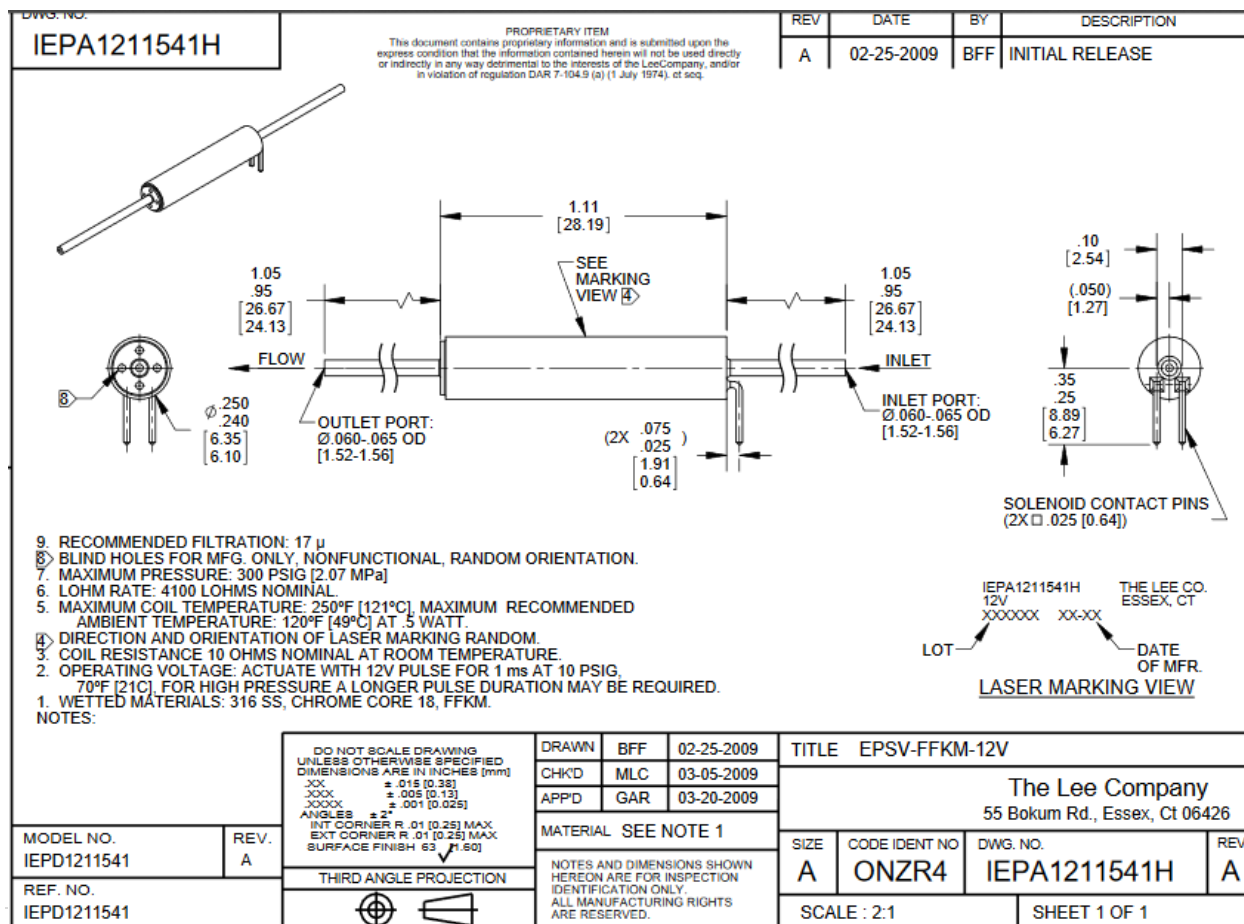
Tableau 6: Caractéristiques de la Lee valve sélectionnée.

Paramètres	Valeur	Unité
Pression de fonctionnement	Jusqu'à 55	[Bar]
Température de fonctionnement	Jusqu'à 135	[°C]
Voltage	12/24	[Vdc]
Matériaux d'étanchéité	EPDM, FFKM	-
Prix	840 sans taxe et livraison	€

Tableau 7: Propriétés de l'élastomère utilisé.

Elastomère	Résistance à l'usure	Résistance chimique générale	Résistance thermique	Propriété principale
EPDM Éthylène Propylène Diène Monomère /caoutchouc	3	4	3	Très bonne résistance aux solvants
FFKM Perfluoroélastomère	3	5	5	Une résistance chimique incomparable

Clé : 5-Supérieure 4-Excellente 3-Bonne 2-Acceptable.



2. Conception du système :

Pour établir cette conception on admet des hypothèses afin de produire des valeurs de haut niveau du système :

a) Conception de la tuyère :

La tuyère choisie est une tuyère convergente-divergente. Ce type de tuyère est le plus couramment utilisé pour les propulseurs qui sont basés sur l'expulsion de gaz chauffés. Pour la conception préliminaire, nous supposons que :

- Pas de pertes dans les conduites d'alimentation, les vannes ou le régulateur
- Aucune perte de pression ou de débit massique dans la tuyère
- Flux isentropique du régulateur à la sortie de la tuyère
- Fonctionnement intermittent permettant au gaz du réservoir de stockage et aux conduites d'alimentation d'être isothermes

Les propriétés du gaz utilisé pour la conception préliminaire sont celles du Butane, les résultats seront corrigés en fonction de la mission du satellite et de la sélection du propergol.

La vitesse acoustique (sonique) est donnée par :

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (\text{II.49})$$

Où,

$\gamma = 1.097$ chaleur spécifique

$R = 139.94$ (J/Kg.K)

$T_0 = 408$ Température (K)

La vitesse caractéristique est calculée à l'aide de l'équation (II.50). Cette propriété reflète le niveau d'énergie du propulseur.

$$c^* = \frac{a_0}{\gamma \times \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2 \times \gamma - 2}}} \quad (\text{II.50})$$

c^* : La vitesse caractéristique

La force de poussée axiale peut être calculée à l'aide de l'équation (II.51).

$$F = A_t p_c \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1}\right) * \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} + (P_e - P_a) A_e \quad (\text{II.51})$$

F : L'ampleur de la poussée

P_e : Pression de sortie de la tuyère

p_c : Pression de la chambre

A_e : Zone de sortie de la tuyère

A_t : Zone de la gorge

La condition de vide ambiant donne $P_a=0$; le niveau de poussée spécifié (F) est de 0,03 N.

Supposons que nous ayons un rapport d'expansion infini, de sorte que la pression de sortie $P_e=0$.

L'hypothèse nous donne les équations suivantes :

Comme le débit massique \dot{m} est utilisé pour comparer les performances relatives des différents systèmes de propulseurs chimiques et des propergols utilisés ; il est facilement déterminé à partir des données mesurées de c^* , p_c et A_t . Il se rapporte à l'efficacité de la combustion et est essentiellement indépendant des caractéristiques de la tuyère.

$$\dot{m} = \frac{(A_t \times p_c)}{c^*} \quad (\text{II.52})$$

$$F = \dot{m} c^* \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \times \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{II.53})$$

$$\dot{m} = \frac{F}{c^* \gamma} \times \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \times \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (\text{II.54})$$

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} = \frac{c^*}{g_0} \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \times \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{II.55})$$

D'où

A_t : Zone de la gorge

P_c : Pression de chambre

g_0 : Force de gravité

Ensuite, pour le calcul de la masse de propergol nécessaire pour l'engin spatial, on met en relation la ΔV requise et la masse totale de l'engin spatial supposée :

$$m_p = m_{tot} - \left(\frac{m_{tot}}{\exp\left(\frac{\Delta V}{I_{sp} \times g_0}\right)} \right) \quad (\text{II.56})$$

m_p : Masse du propergol

m_{tot} : Masse totale du nano-satellite

Le volume total du réservoir est calculé comme suit :

$$V_p = \frac{m_p R T}{P_c} \quad (\text{II.57})$$

De l'équation (II.49) à (II.57), nous pouvons construire un tableau pour représenter tous les paramètres nécessaires à la conception d'un propulseur pour l'isobutane. L'équation (II.57) montre le volume du réservoir de stockage en fonction de sa pression.

Tableau 8: Paramètres requis pour la conception du propulseur à gaz froid avec l'isobutane

Gaz	a_0 (m/s)	C^* (m/s)	\dot{m} (Kg/s)	I_{sp} (s)
Isobutane	244.1535992	371.3525755	2.70601E-05	113.0462307

- **Rapport de surface (rapport d'expansion) $\varepsilon = A_e/A_t$:**

Il convient de noter que l'expansion idéale nécessiterait une tuyère infiniment longue dans le vide, ce qui est physiquement impossible. Toutefois, les relations précédentes ne sont utilisées que comme point de départ pour la conception et l'itération ultérieure est effectuée en tenant compte du rapport d'expansion réel et de l'impulsion spécifique.

Nous pouvons trouver les paramètres pour le rapport de pression et le rapport d'expansion à l'aide des équations suivantes :

$$I_{sp} = \frac{c^*}{g_0} \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) * \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (\text{II.58})$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) * \left(1 + \frac{\gamma+1}{2} * M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2\gamma-2}} \right] \quad (\text{II.59})$$

$$\frac{p_e}{p_c} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (\text{II.60})$$

p_e : Pression de sortie

M_e : Nombre de Mach à la sortie

A_e : La surface à la sortie

Afin de définir un rapport d'expansion raisonnable, un graphe de l'impulsion spécifique en fonction de l'expansion est représenté sur la figure 11.

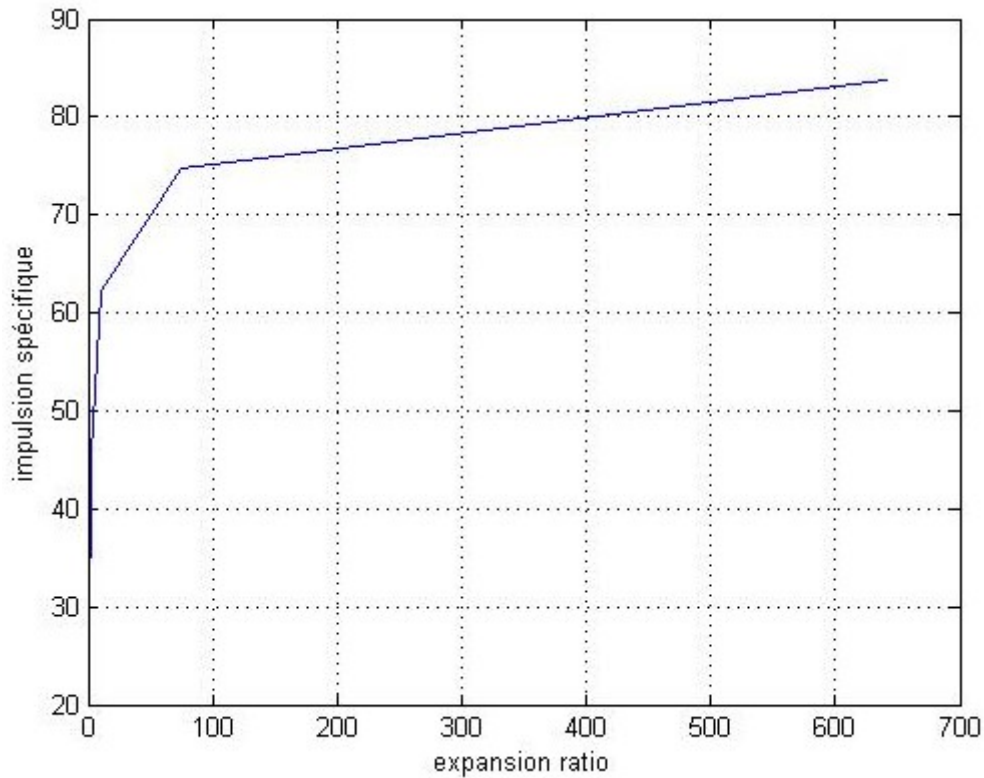


Figure 11: I_{sp} en fonction de ϵ pour l'isobutane à 380 K.

Comme on peut le voir dans la figure 11, la variation d' I_{sp} s'élève par rapport à l'expansion pour avoir un maximum aux environs de 104 s. La valeur d'expansion optimale utilisée pour ce modèle est de $\epsilon \approx 640$ pour un nombre de mach choisit $M = 5$. Si le rapport d'expansion est très grand on aura une impulsion spécifique plus grande certes, mais aussi un diamètre de sortie important qui dépasse les mesures physiques nécessaires pour se contenir dans 2U du système de propulsion du nano-satellite.

Le tableau 9 montre les valeurs présent pour concevoir la tuyère.

Tableau 9: Valeurs de conception de la tuyère.

Nombre de Mach	5
Rapport d'expansion	640
p_e/p_c	0.000125782
\dot{m} (kg/s)	2.71E-05
I_{sp} (s)	83.68648369

Pour déterminer les diamètres de col D_t et de sortie de la tuyère D_e nécessaires, on trace le graphe de changement des diamètres du col et de sortie de la tuyère en fonction de la pression de la chambre P_c comme la montre la figure 12.

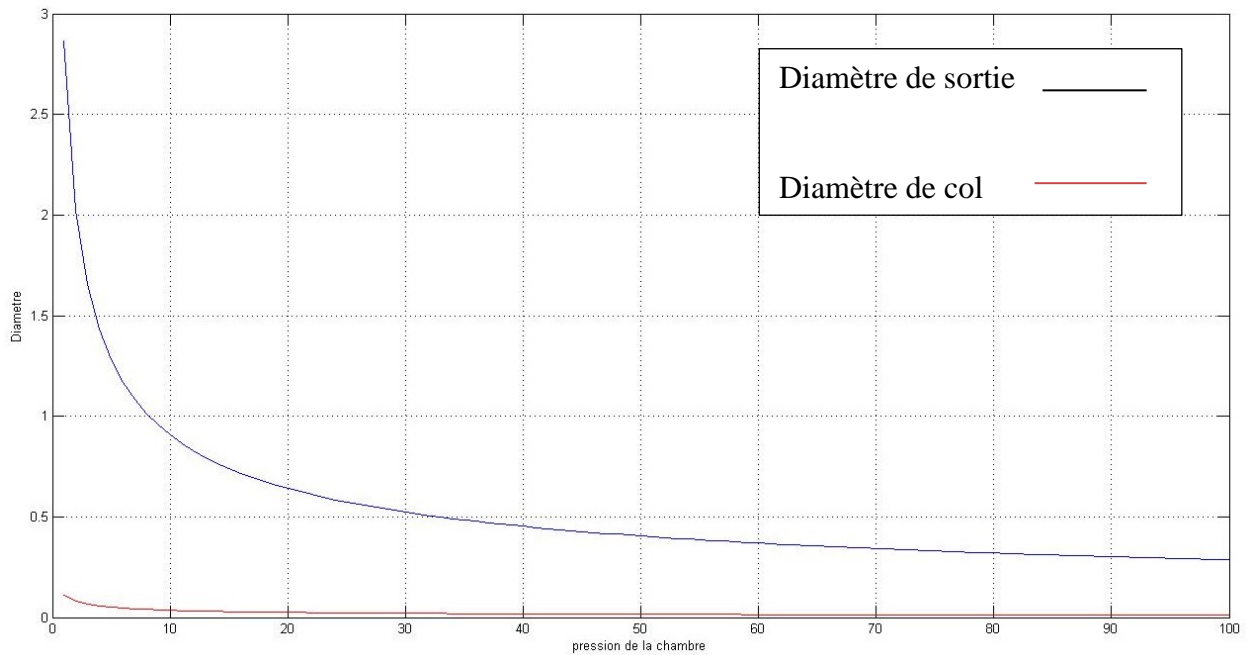


Figure 12: Changement des diamètres en fonction de P_c

Au fur et à mesure que la pression augmente. La taille de notre propulseur diminue. Donc on doit estimer une valeur de pression convenable en prenant compte des chutes de pression dans la valve, l'injecteur et la conduite d'alimentation.

- **Estimation de la pression de la chambre P_c :**

Le canal d'alimentation est un facteur important dans le contrôle de l'écoulement du fluide à travers le micro canal. Il est lié au nombre de Reynolds par le facteur de friction de Darcy (f)= $64/Re$.

$$Re = d * Ve * \frac{D_h}{\vartheta} \quad (II.61)$$

Re = Nombre de Reynolds.

$d = 556 \text{ Kg/m}^3$ Densité.

$Ve = I_{sp} * g_0 = 83.68648369 * 9.807 = 820.713 \text{ m/s}$

D_h = Diamètre hydraulique on l'estime 6 mm.

$\vartheta = 7.5 * 10^{-05} \text{ Kg/m.s}$

Puisque Re est très élevé (turbulent) dans le flux micro fluide, le facteur de friction de Darcy f est très faible. Cela n'entraîne donc pas de résistance fluide élevée à l'écoulement du fluide et est inversement proportionnel au diamètre hydraulique du canal. Ainsi, une conception géométrique appropriée du canal micro fluide est nécessaire pour l'écoulement normal du propergol de son réservoir à la chambre VLM (Vaporizing Liquid Microthruster) (Micropropulseur liquide vaporisant) avec une perte de charge minimale dans le canal.

La figure 13 suivante nous montre la variation du facteur f selon de divers diamètres hydrauliques D_h . On observe sur le graphique que le facteur f est sensiblement faible et ne varie pas beaucoup pour un diamètre hydraulique supérieur à 500 μm (qui est notre cas).

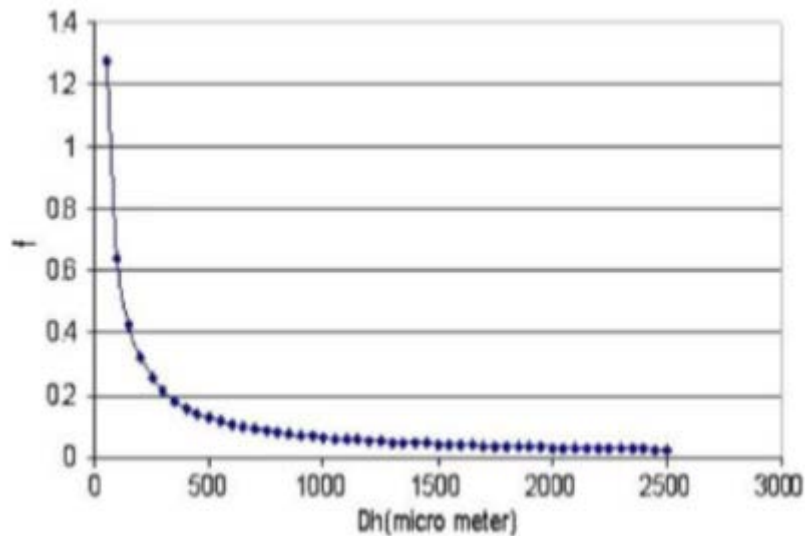


Figure 13: Variation du facteur f selon divers diamètres D_h

Cependant, le facteur f augmente rapidement vers les valeurs supérieures lorsque la valeur D_h descend en dessous de 500 μm .

Compte tenu de ces résultats, la largeur du micro-canal a été conçue à 3,125 mm dans cette étude pour obtenir une chute de pression minimale dans le canal pendant l'écoulement du fluide. La chute de pression dans le micro-canal a été calculée à l'aide de l'équation de Darcy-Weisbach.

$$P_{drop} = \lambda \left(\frac{L}{D_h} \right) \left(\frac{\rho \mu^2}{2} \right) \quad (\text{II.62})$$

Où P_{drop} est la chute de pression dans le canal et λ est le coefficient de frottement ; Puisque λ est très petit et tend vers zéro, alors P_{drop} aussi tend vers une valeur très petite car il y a une relation linéaire entre les deux.

Donc on peut conclure que la chute de pression peut être négligée, d'où on peut prendre une la pression de chambre P_c à une valeur inférieure à celle du réservoir par mesure de sécurité, avec le diamètre de sortie et de col qui conviennent à cette pression en prenant en considération les contraintes mécaniques de la tuyère.

Grâce aux résultats présentés dans la figure 13, la pression adéquate pour notre demande a été choisie. Une pression de 2.4 bar

Les dimensions sont calculées avec les équations (II.63) (II.64) :

$$A = (\dot{m} * C^*) / P_c \quad (\text{II.63})$$

$$D = 2 \sqrt{\frac{A}{\pi}} \quad (\text{II.64})$$

- **Angle de la tuyère α et le facteur de correction λ :**

La littérature suggère que l'angle semi-divergent et semi-convergent du micro-propulseur doit être proche de 28 degrés afin de compenser l'effet visqueux dominant du propergol.

Un facteur de correction théorique λ peut être appliqué au moment de sortie de la tuyère d'une fusée idéale avec un échappement de tuyère conique. Ce facteur est le rapport entre le moment cinétique des gaz dans une tuyère avec un angle de tuyère fini 2α et le moment cinétique d'une tuyère idéale avec tous les gaz s'écoulant dans une direction axiale :

$$\lambda = \frac{1}{2} \cos(2\alpha) \quad (\text{II.65})$$

La variation de λ avec différentes valeurs de α est indiquée dans le tableau 10 pour toute tuyère ayant un débit massique uniforme par unité de surface de sortie. Pour des fusées idéales, $\lambda = 1,0$. Pour une tuyère de fusée avec un angle de divergence du cône de 30° (demi-angle $\alpha = 15^\circ$), le moment cinétique de sortie et donc la vitesse d'échappement sera de 98,3 % de la vitesse calculée par l'équation suivante :

$$V_e = \left(\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right) RT_c \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right)^{1/2} \quad (\text{II.66})$$

Tableau 10: Variation de λ avec différentes valeurs de α .

Demi-angle de divergence du cône de la tuyère α (deg)	Facteur de correction λ
0	1.0000
2	0.9997
4	0.9988
6	0.9972
8	0.9951
10	0.9924
12	0.9890
14	0.9851
15	0.9830
16	0.9806
18	0.9755
20	0.9698
22	0.9636

Un petit angle de divergence de la tuyère fait que la plus grande partie du moment cinétique est axiale et donne donc une impulsion spécifique élevée, mais la longue tuyère a une pénalité en termes de masse du système de propulsion, de masse du véhicule et de complexité de la conception. Un grand angle de divergence donne des conceptions courtes et légères, mais les performances sont faibles. Il existe une forme et une longueur de tuyère conique optimale (généralement entre 12 et 18 degrés de demi-angle) et il s'agit généralement d'un compromis, qui dépend de l'application spécifique et de la trajectoire de vol.

Généralement deux types de tuyères sont utilisés pour les applications des nano-satellites dans l'espace, tuyère conique et tuyère Bell (cloche), la figure 14 montre ces deux types et la différence entre eux pour un demi-angle de 15 degrés.

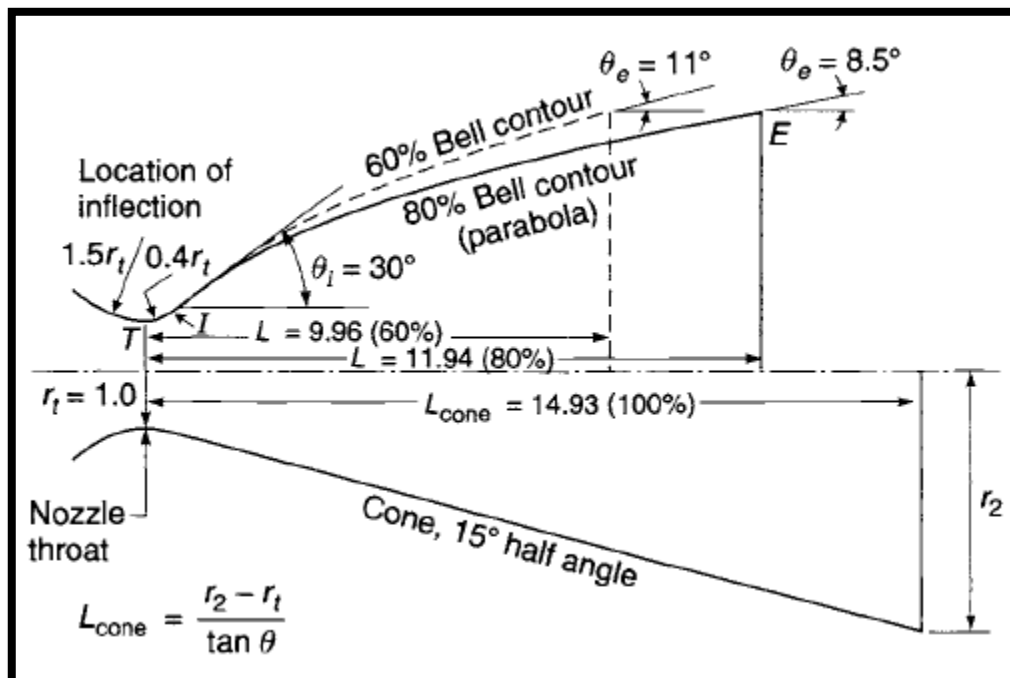


Figure 14: Tuyère Bell et conique.

-La tuyère est simple dans sa construction, elle tient son nom du mur qui diverge en angle constant. La tuyère conique est plus lourde et plus longue. La taille et le poids sont minimisés par un grand angle 2α . Malheureusement, les grands angles réduisent les performances.

- La conception des cloches peut être approchée avec une parabole de tangente θ_i au point I et un angle de sortie θ_e au point E et elle n'est guère influencée par le rayon d'approche de la gorge α et le rayon d'expansion de la gorge r_t . Sa longueur est généralement donnée par une fraction de la longueur d'une tuyère conique de référence avec un demi-angle de 15 degrés come, une tuyère Bell de 80 % a une longueur qui est 20 % plus courte qu'un cône de 15 degrés ayant le même rapport de surface.[17]

-La tuyère Bell est la plus adaptée aux applications à haute température car elle peut supporter une plus grande quantité de température que la tuyère conique.

Si des vitesses plus élevées sont à la base de la tuyère, alors les tuyères coniques sont préférables car elles peuvent supporter des altitudes et des vitesses plus élevées.[18]

Pour notre nano-satellite on choisit donc la tuyère conique due à la grande vitesse de sortie supersonique ($Mach > 1$). La longueur de la tuyère est calculée grâce à l'équation (II.67) :

$$L_{conique} = \frac{D_e - D_t}{2 \tan \alpha} \quad (II.67)$$

b) Conception du RESISTOJET :

Les resistojets sont des propulseurs qui utilisent un élément chauffant électrique pour chauffer un fluide de travail qui se dilate dans une tuyère pour produire une poussée. Ils ont été développés pour une variété de propulseurs et ont un certain nombre de propriétés souhaitables. Par exemple, en cas de défaillance de l'élément chauffant, ils peuvent être utilisés comme des propulseurs à gaz froid. Ils n'ont qu'une seule ligne d'alimentation en propergol et ont des interfaces électriques simples.[19]

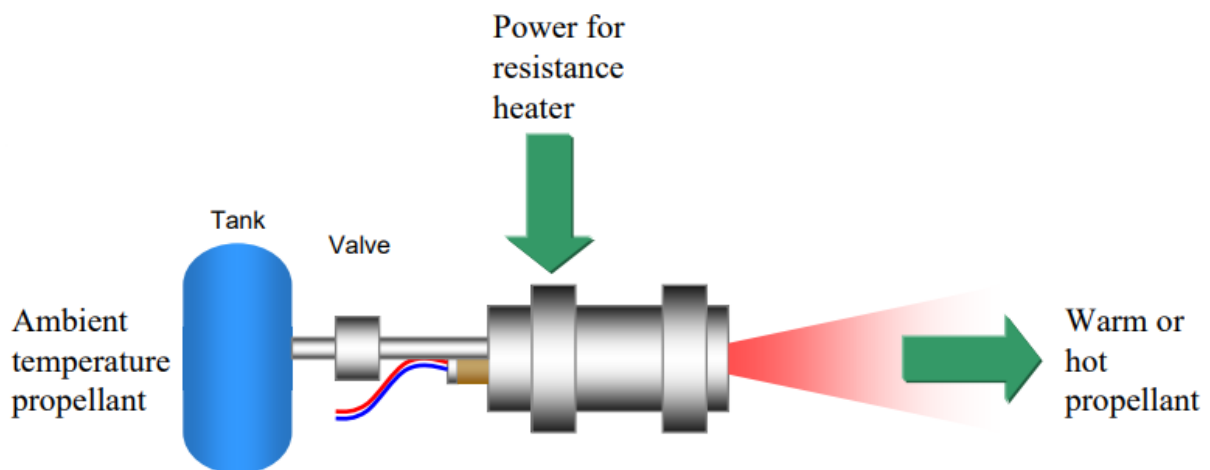


Figure 15: Design des éléments du propulseur.

Afin d'améliorer l'efficacité du RESISTOJET, différentes configurations d'éléments chauffants ont été étudiées dans le passé. Il existe deux méthodes de chauffage différentes :

- La première est la méthode indirecte dans laquelle la chaleur est transférée en deux étapes, du réchauffeur à l'échangeur et ensuite au propergol. Cette méthode permet d'isoler l'élément chauffant du gaz propulseur, ce qui contribue à augmenter la durée de vie de l'élément chauffant.
- Pour la méthode directe, le propulseur est en contact direct avec le réchauffeur. Cela permet une conception relativement simple par rapport à la première méthode.

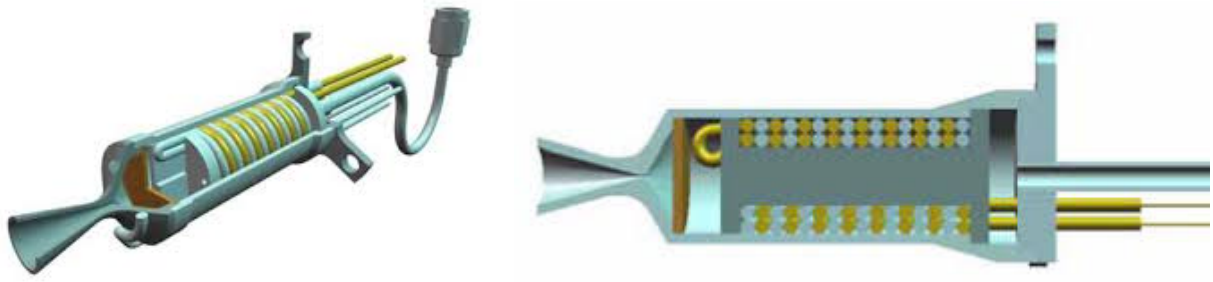


Figure 16: SSTL RESISTOJET

Pour notre réchauffeur on utilise la méthode directe due à sa simplicité de conception et la figure 16 montre quelques configurations possibles de chauffage direct, où le réchauffeur est constitué d'un ou plusieurs serpentins (a, b), un échangeur de chaleur à particules tassées est chauffé par un réchauffeur externe (c) et le réchauffeur est constitué d'un élément cylindrique.

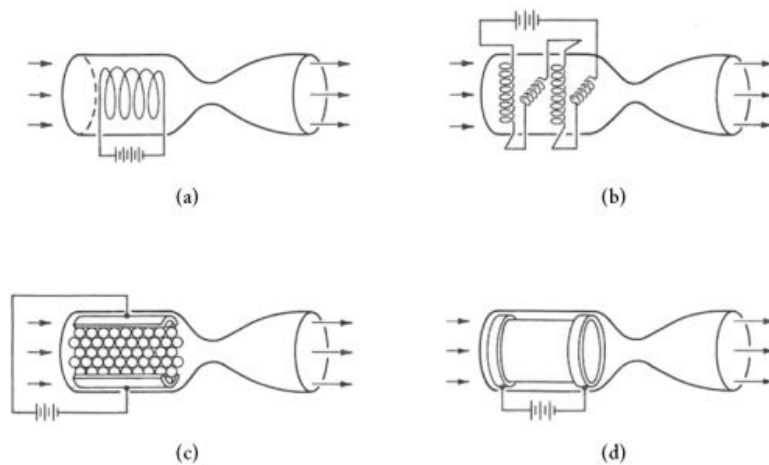


Figure 17: Schéma d'un resistojet avec chauffage direct

(a) serpentin chauffant, (b) serpentins chauffants en série, (c) échangeur de chaleur à particules tassées et (d) réchauffeur cylindrique.[20]

- **Besoins de conception du réchauffeur :**

Les exigences qui doivent être prises en compte pour évaluer les conceptions du réchauffeur sont : la disponibilité, la flexibilité, l'efficacité du réchauffeur, la fabricabilité et la simplicité. D'autres exigences, comme la longueur, la masse et la perte de charge requises, ne peuvent être évaluées sans une base théorique qui est effectuée prochainement dans ce chapitre.

- La disponibilité est fondamentale pour un concept signifiant à quel point il est facile d'obtenir différentes pièces. Cette exigence peut être liée au coût, car une disponibilité moindre est normalement liée à un coût plus élevé.
- La flexibilité de la conception se caractérise par le fait qu'une conception doit, par nature, pouvoir être facilement modifiée si les paramètres d'entrée sont changés : température, pression, puissance d'entrée, débit massique et propergol.

- L'efficacité du réchauffeur dans les conceptions est caractérisée par la capacité à transporter la chaleur du solide (tube, fils) vers l'écoulement et dans l'écoulement. La nature de l'écoulement, laminaire ou turbulent, joue un rôle important depuis cette dernière car plus la capacité de transport de la chaleur est grande, plus le rendement est élevé.
- La conception doit tenir compte de la fabricabilité, c'est-à-dire de la difficulté à produire différentes pièces avec les installations existantes. Cette exigence peut également être liée au coût, puisqu'une fabricabilité moindre est normalement liée à un coût plus élevé.
- La simplicité d'une conception est liée à la quantité de pièces différentes, aux interactions entre elles et aux actions qui doivent être effectuées pour monter et remonter. Une plus grande simplicité entraîne généralement moins d'échecs et parfois une meilleure compréhension du système.[21]
- Le support structurel doit permettre la connexion du propulseur au système de stockage et d'alimentation en propergol et son intégration dans le satellite.
- La tuyauterie de la vanne au propulseur sera aussi courte que possible et aura un diamètre à déterminer [mm] afin de fournir le débit massique nécessaire au propulseur, les tubes courts entraînent une chute de pression plus faible. De plus, un tuyau plus court permet de réduire la quantité de propergol résiduel qui reste bloqué après la fermeture de la vanne.[22]
- Le support structurel doit pouvoir résister aux températures élevées de la chambre.
- Le réchauffeur doit pouvoir fournir la température nécessaire au propergol pour atteindre les performances souhaitées.

- **Analyse électrique :**

Le taux d'apport de chaleur nécessaire pour augmenter la température du propergol, à pression constante, est régi par l'équation suivante :

$$P_{heat} = n\Delta H^{\circ} = \dot{m}C_p\Delta T \quad (\text{II.68})$$

D'où :

P_{heat} : La puissance nécessaire pour le réchauffement [W]

\dot{m} : Débit de propergol [Kg/s]

C_p : Chaleur spécifique [Kj/Kg.K]

ΔT : différence de température [K]

Le chauffage du propergol et son efficacité dépendent largement de la géométrie du réchauffeur/échangeur de chaleur. Cette géométrie a une incidence sur les propriétés électriques et thermiques. Par conséquent, cette relation a été étudiée plus en détail pour le chauffage direct.[23]

Chapitre 2

La température de la chambre souhaitée est de 380 K, pour l'atteindre on applique l'équation (II.68) avec les valeurs calculées récemment :

$$\dot{m} = 2.71E-05 \text{ [Kg/s]}$$

$$C_p = 1.669 \text{ [Kj/Kg.K]}$$

$$\Delta T = 380 - 293 = 87 \text{ K}$$

$$P_{heat} = 3.94 \text{ W Pour } \Delta T = 380 - 293 = 87 \text{ K}$$

$$P_{heat} = 9.36 \text{ W Pour } \Delta T = 500 - 293 = 207 \text{ K}$$

Donc pour augmenter la température à 380 K il nous faut une puissance de 3.94 W, mais on va utiliser une plus grande énergie qui va jusqu'à 10W, au cas où il y'aurait un changement de paramètre ou bien de propergol.

L'énergie électrique ajoutée au chauffage est transformée en chaleur. C'est ce qu'on appelle l'effet Joule, il est régi par l'équation (II.69) et (II.70) :

$$Q = P_{el} \Delta t \quad (\text{II.69})$$

Où :

Q : chaleur développée dans le réchauffeur [J]

P_{el} : L'énergie électrique est ajoutée au chauffage [W].

Δt : durée [s]

$$P_{el} = R I^2 \quad (\text{II.70})$$

Avec :

R : résistance chauffante [Ω]

I : courant de la résistance chauffante [A]

Pour un chauffage idéal, P_{el} est égal à P_{heat} . Dans ce cas, pour une tension d'alimentation donnée (déterminée par exemple par le bus satellite), le courant de chauffage et la résistance nécessaires peuvent être déterminés une fois que la puissance requise pour le chauffage, P_{heat} est connue. Notre nano-satellite a une tension de 24 Vdc, donc en divisant l'équation (II.70) de la tension électrique :

$$U = R I \quad (\text{II.71})$$

Par l'équation (II.70) on obtient l'équation (II.72) :

$$\frac{P_{el}}{U} = I \quad (\text{II.72})$$

$$P_{el} = 10 \text{ W}$$

$$U = 24 \text{ V}$$

$$I = 0.4167 \text{ A}$$

D'après l'équation (II.71) on obtient :

$$R = \frac{U}{I} \quad (\text{II.73})$$

Chapitre 2

$$R=57.6 \Omega$$

Une fois que la résistance requise est connue, la géométrie et le matériau du chauffage peuvent être choisis en utilisant l'équation (II.74) :

$$R = \rho \frac{L}{A_{cs}} \quad (\text{II.74})$$

Où :

ρ : résistivité électrique [Ωm].

L : longueur du réchauffeur [m].

A_{cs} : Surface de la section transversale [m^2].

En choisissant une longueur, une section transversale et une résistivité électrique appropriées (propriété du matériau, voir tableau 11), l'appareil de chauffage peut être conçu pour la résistance prévue. Le fait que la résistance de l'élément chauffant dépend de sa température est un facteur de complication.[23]

Tableau 11: Résistivité électrique a 293K pour différents matériaux.

	Stainless steel	Cuivre	Platine	Nickel	Tungstène	Aluminium	Laiton	Graphite
Résistivité électrique $10^{-8} \Omega m$	76.5	1.68	10.72	8.54	5.51	2.83	6.2	$3-60 \cdot 10^3$

Dans le cas réel non idéal, la puissance électrique nécessaire pour une température de chambre stable dépend de la puissance nécessaire pour le chauffage et des pertes de puissance.

$$P_{el} = P_{heat} + P_{loss} \quad (\text{II.75})$$

Où : P_{loss} est la Pertes de puissance [W].

Elle peut être aussi calculée à l'aide d'un coefficient de rendement expérimental grâce à l'équation (II.76) :

$$P_{el} = \eta_t E \quad (\text{II.76})$$

Où η_t est l'efficacité du propulseur.

• Dimensionnement du réchauffeur :

D'après le tableau 14 précédent on a choisi le matériau Nickel de résistivité $\rho = 8.54 \cdot 10^8 \Omega m$ qui est le plus utilisés dans ces applications et a une température de fusion largement suffisante $T_{fusion} = 1455 \text{ }^\circ\text{C}$.

En utilisant un fil fin de diamètre de 0.1mm on obtient une surface de section transversale de $A_{cs} = 0.008 \text{ mm}^2$, donc d'après l'équation (II.74) on trouve la longueur du fil $L = 5.4 \text{ m}$ la figure 18 montre la géométrie du fil utilisé.

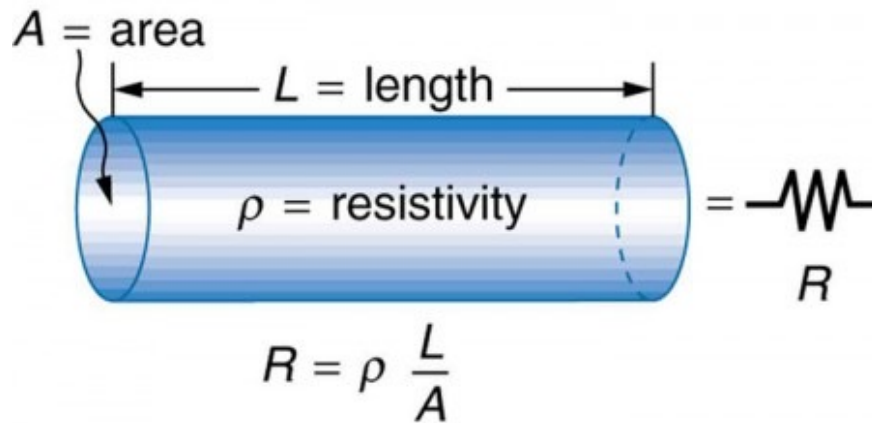


Figure 18: Géométrie du fil de la bobine.

On peut trouver le nombre de tour avec l'équation (II.77) :

$$N = \frac{l_B}{e} = \frac{43}{0.1} = 430 \quad (\text{II.77})$$

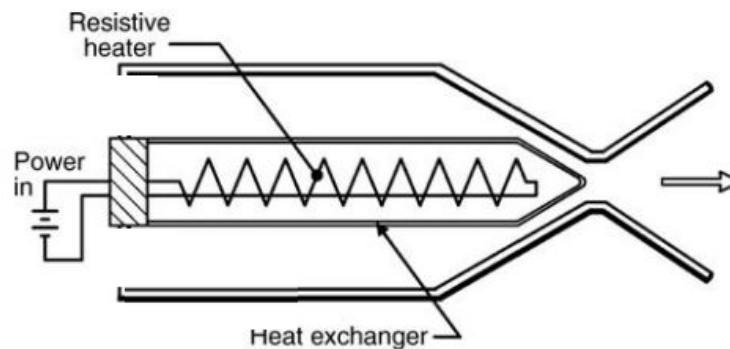


Figure 19: Schéma du réchauffeur.

c) Conception du réservoir :

Le système de propulsion au gaz froid comprenait un réservoir de gaz froid fabriqué sur mesure, qui faisait partie intégrante du système de propulsion. On reconnut la nécessité d'un réservoir capable de résister à des pressions élevées, tout en permettant de minimiser le poids afin de permettre aux tuyères, aux cadres, aux capteurs et aux autres composants de l'alimentation au gaz de produire une poussée.

De nombreux concepts ont été réalisés et de nombreuses conceptions ont été envisagées pour le réservoir sur mesure qui serait utilisé pour la conception finale. De l'analyse de la tuyère au calcul de la dynamique des fluides et de la géométrie de la tuyère, du débit massique et du volume nécessaire, de multiples géométries, formes, concepts et matériaux de réservoir ont été envisagés pour l'utilisation finale du réservoir. Les propriétés nécessaires du réservoir étaient les suivantes :

- Matériau résistant à la charge statique et à la traction.
- Matériau léger.

- Rapport résistance au poids élevé.
- Un matériau compatible avec la formation et la fabrication des réservoirs.
- Des concentrateurs à faible stress dans les coins du réservoir.
- Conception compacte, capacité à conserver le volume et assemblage dans le cadre.
- Facteur de sécurité élevé en raison de la charge statique à haute pression du réservoir.

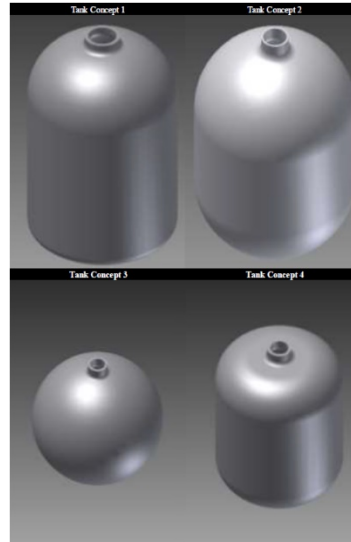


Figure 20: Différentes géométries des réservoirs.

Le concept de réservoir numéro 1 utilise une partie inférieure concave du réservoir, qui sert de support rigide permettant de résister à des pressions plus élevées à l'intérieur de la structure. Ce réservoir a une partie supérieure semi-circulaire qui permet une concentration uniforme des contraintes dans toute la structure. Le concept de réservoir numéro 2 utilise des formes hémisphériques de base sur le haut et le bas du réservoir, qui, comme le concept 1, permettent aux concentrateurs de contraintes d'être petits et à la cuve sous pression de supporter une quantité de poids considérable par rapport à celle des angles vifs. Le troisième concept de réservoir utilise une conception entièrement sphérique. Bien que les facteurs de concentration des contraintes soient faibles, cette conception suscite quelques inquiétudes en termes de fabricabilité et elle est beaucoup plus robuste que les autres conceptions. Le quatrième concept de réservoir utilise une conception beaucoup plus simple et plus facile à fabriquer. Ce concept utilisait plus de lignes droites et s'appuyait moins sur les dessins hémisphériques que les trois premiers concepts. Ces trois concepts de réservoirs fournissent un volume important pour le stockage du gaz à haute pression. La question de savoir quel concept choisir se résume à la résistance du matériau de chaque concept de réservoir, et si le matériau peut ou non résister à la pression appliquée.[24]

Le tableau 12 suivant est le résumé des matériaux du concept de réservoir et de leurs propriétés matérielles respectives.

Tableau 12: Propriétés des matériaux pour les concepts de réservoirs.

	Stainless steel	Carbone fibre	Titanium
Conductivité thermique (W/m.K)	2.02	0.105	1.37
Chaleur spécifique (J/Kg.K)	460.24	154.808	502.08
Coefficient de dilatation thermique (1/K)	0.0000104	0.000013889	0.0000086
Résistance à la traction (MPa)	861.1	4143	344.5
Densité (Kg/m ³)	8050	1771	4506
Limite d'élasticité (MPa)	688.9	3375	275.5

Puisque notre gaz est stocké à une pression de 2 bar qui est relativement faible et une température ambiante 293 K, donc on choisit le matériau de densité plus faible pour avoir un réservoir léger qui est normalement la carbone fibre mais son inconvénient est qu'il a un comportement ortho-tropique, ce qui nous laisse le Titanium qui est plus cher que le Stainless Steel ou bien le Stainless Steel qui est plus lourd que le Titanium.

Donc on choisit le Stainless Steel pour avoir un moindre cout.

- **Calcul des dimensions du réservoir :**

Notre réservoir doit pouvoir se contenir dans 2U du nano-satellite avec le propulseur, et il doit contenir la masse du propergol calculée précédemment.

L'épaisseur du réservoir de propergol doit être suffisamment grande pour maintenir la pression interne, mais suffisamment petite pour permettre un volume suffisant de propergol. Une fois la pression du réservoir calculée, l'épaisseur minimale requise de la paroi du réservoir de propergol peut être calculée en utilisant l'équation (II.78) :

$$t_h = SF * \left(\frac{r * P_{reservoir}}{2\sigma_y} \right) \quad (II.78)$$

Où t_h est l'épaisseur des sections hémisphériques du réservoir de propergol, SF est le facteur de sécurité, r est le rayon du réservoir de propergol et σ_y est la limite d'élasticité du matériau du réservoir (Stainless Steel). Comme dans les réservoirs sous pression en forme de capsule, les sections hémisphériques et cylindriques subissent des contraintes différentes, l'épaisseur de la paroi de la section cylindrique devrait être le double de celle des sections hémisphériques (II.79)[25].

$$t_{cyl} = 2t_h \quad (II.79)$$

La pression du réservoir est 2 bar mais notre réservoir va être conçu pour une pression allant vers 20 bar par mesure de sécurité et au cas de changement de propergol qui nécessite plus de pression de stockage.

Chapitre 2

La limite d'élasticité du matériau utilisé est $\sigma_y = 688.9 \text{ MPa}$ [24] d'après

Le facteur de sécurité est pris entre 4.62 et 0.006 pour le premier concept, le Tableau 13 montre les différents facteurs de sécurité pour les différents concepts dont on a déjà parlé.

Tableau 13: Différents facteurs de sécurité pour les différents concepts.

Concept	Max SF	Min SF
1	4.62	0.006
2	15	2.45
3	4.51	0.3
4	3.03	0.006

Plus le facteur de sécurité est grand plus notre réservoir est bien sécurisé donc : SF=4.62

D'après les calculs dans l'équation (II.78) on trouve : $t_h = 0.268 \text{ mm}$ et puisque le premier concept est un cylindre, donc $t_{cyl} = 0.536 \text{ mm}$; on le prend $t_{cyl} = 1 \text{ mm}$ (condition d'usinage)

Le rayon du cylindre pris dans les calculs est $r = 40 \text{ mm}$ d'après les conditions du cube du nano-satellite qui ne doit pas dépasser une longueur de 10cm.

Le volume du réservoir est régi par l'équation (II.80) :

$$V_p = \frac{m_p}{d_p} \quad (\text{II.80})$$

Masse du propergol : $m_p = 0.17643647 \text{ Kg}$

Densité: $d_p = 556 \text{ Kg/m}^3$

$$V_p = 3.173 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$$

Pour identifier la longueur et le rayon du réservoir il faut connaître la forme et les dimensions de la partie réservée au système de propulsion du nano-satellite qu'elle montrés dans la figure 21 :

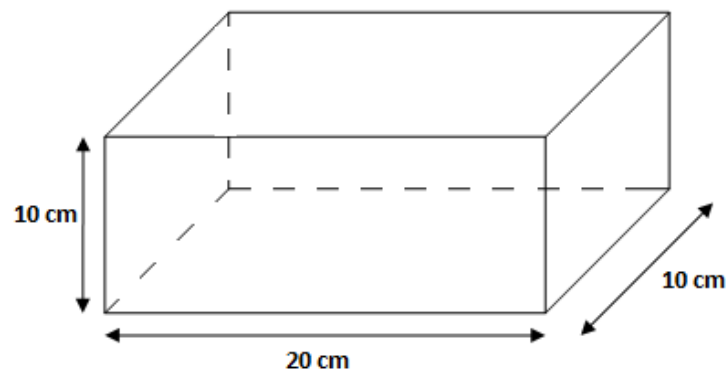


Figure 21: Dimensions de 2U du nano-satellite

Donc la longueur du réservoir plus celle des conduites d'alimentation plus celle du propulseur avec la tuyère ne doit pas dépasser les 20cm.

Or la longueur de la tuyère est de 1cm.

Celle du réchauffeur avec la chambre de pression est à 4cm.

Chapitre 2

Et celle des conduites plus la valve ne dépasse pas les 2cm.

Ce qui laisse 13cm pour le réservoir, on ne va utiliser que 12 cm pour laisser places au support et d'autres composants.

Le diamètre on le prend de 4cm.

Notre réservoir est constitué d'une partie cylindrique et une autre demi-sphérique, donc le

volume total du réservoir est $V_{totale} = V_{cylindre} + \frac{1}{2}V_{sphere}$.

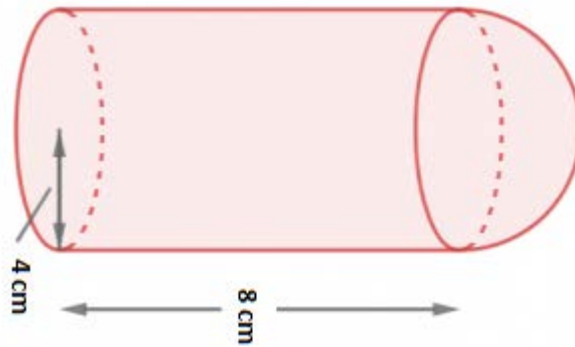


Figure 22: Design du réservoir

-Calcul de volume du cylindre :

$$V_{cylindre} = \pi r^2 h = \pi * 0.04^2 * 0.08 = 4.021 * 10^{-4} m^3 \quad (\text{II.81})$$

-Calcul du volume de la sphère :

$$V_{sphere} = \frac{4}{3}\pi r^3 = \frac{4}{3} * \pi * 0.04^3 = 2.68 * 10^{-4} m^3 \quad (\text{II.82})$$

-Calcul du volume total :

$$V_{totale} = 5.361 * 10^{-4} m^3 \quad (\text{II.83})$$

On peut donc conclure que le volume total du réservoir suffit largement pour contenir le volume de propergol nécessaire.

D. Conclusion :

Le modèle de Humble a été suivie pour notre étude théorique due à sa simplicité et sa capacité de se rapprocher le maximum aux résultats réelles.

Chapitre 3 : Conception avec Solidworks

IV. Chapitre 3 : Conception avec Solidworks

A. Introduction :

Dans ce chapitre nous allons nous intéresser à la conception de notre système de propulsion et le concevoir avec les dimensions qu'on va calculé grâce au système d'équation utilisés dans le modèle de Humble qu'on a vu dans le chapitre précédent et l'installer dans une structure 2U spécial à la propulsion du nano-satellite.

B. Conception de la tuyère :

Le tableau 14 donne des dimensions de la tuyère raisonnables tout en permettant un volume de réservoir raisonnablement faible.

Les dimensions sont calculées avec les équations (II.63) (II.64) :

Tableau 14: Dimensions de la tuyère.

Pression de chambre	2.4 bar
Diamètre de col	0.231 mm
Diamètre de sortie	5.84 mm

On choisit l'angle $\alpha = 15^\circ$ d'où le facteur $\lambda = 0.9830$ pour notre tuyère comme le montre le tableau 15.

Tableau 15: Angle de tuyère.

λ	0.9830
Angle de tuyère	15°

Le tableau 16 montre les dimensions finales de conception de la tuyère.

Tableau 16: Dimensions prédites pour la conception de tuyère.

P_c	D_e	D_t	A_e	A_t	L_{cone}	\dot{m}	I_{sp}	Poussée	m_p	Δv
2.4 bar	5.84 mm	0.231 mm	2.68^{E+01} mm^2	4.19^{E-02} mm^2	10.46653 mm	2.71^{E-05} Kg/s	83.6865 s	0.03028 N	0.19259 Kg	20 m/s

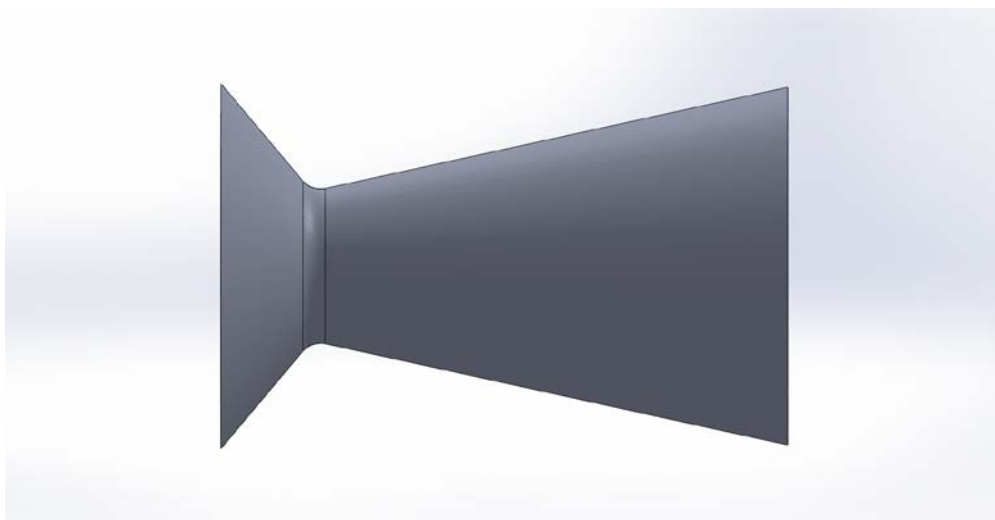
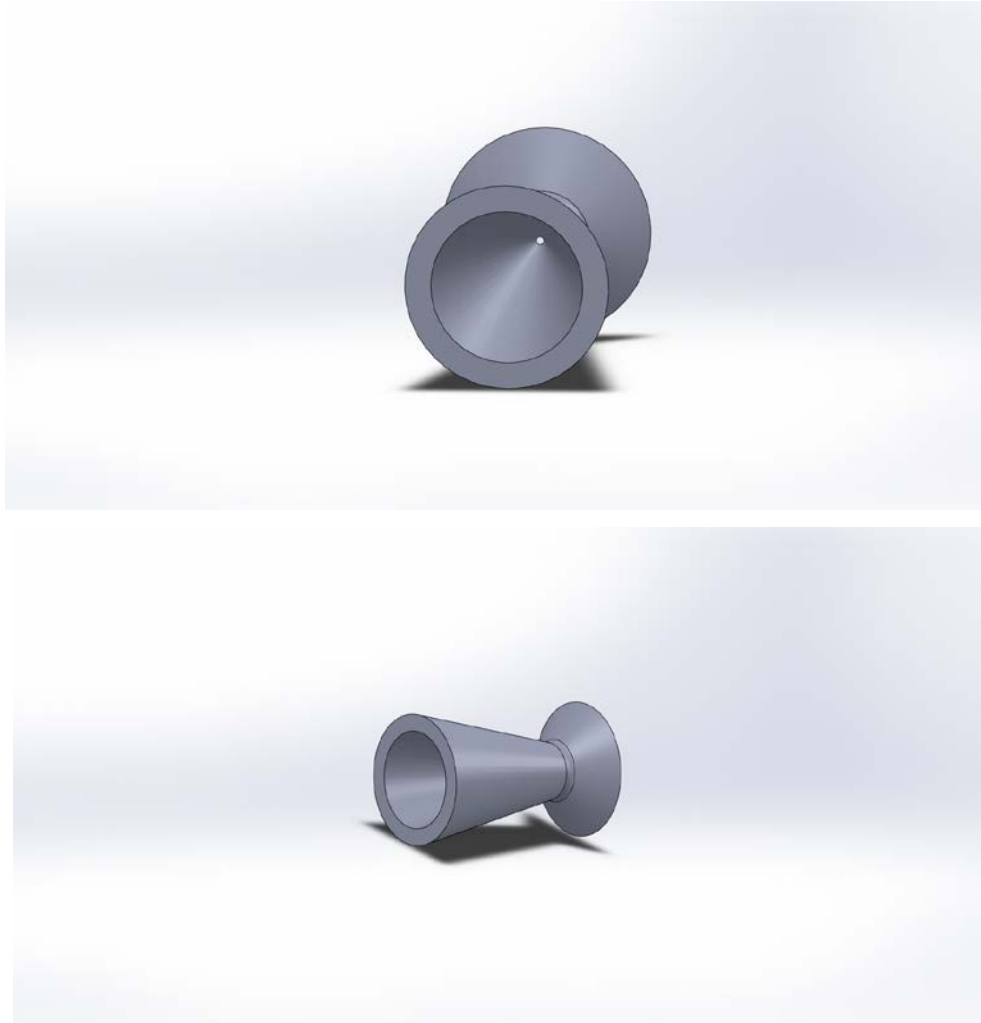


Figure 23: Tuyère



Le matériau utilisé pour la tuyère est le Stainless Steel qui a une très bonne résistance chimique qu'elle le rend très compatible avec l'isobutane et meilleur pour cette application.[26]

C. Conception du RESISTOJET :

1. Réchauffeur :

On donne le diamètre de la bobine a $D_B = 4 \text{ mm}$ et une longueur $l_B = 43 \text{ mm}$

Donc le périmètre est $P_1 = \pi * D_B = 4\pi = 12.566 \text{ mm}$ et puisque le diamètre du fil est égal à son épaisseur $e = 0.1 \text{ mm}$



Le tableau 17 montre les caractéristiques nécessaires de notre réchauffeur et le tableau 18 les dimensions de la bobine :

Tableau 17: Caractéristiques du réchauffeur

Type	Cartridge
Puissance	10 W
La tension	24Vdc
Résistance	57.6 Ω
Longueur	43 mm
Courant	0.4167 A

Tableau 18: Dimensions de la bobine

Nombre de tours	430
Nombre d'étages	1
Longueur du fil	5.4 m
Diamètre	4 mm
Matériau	Nickel

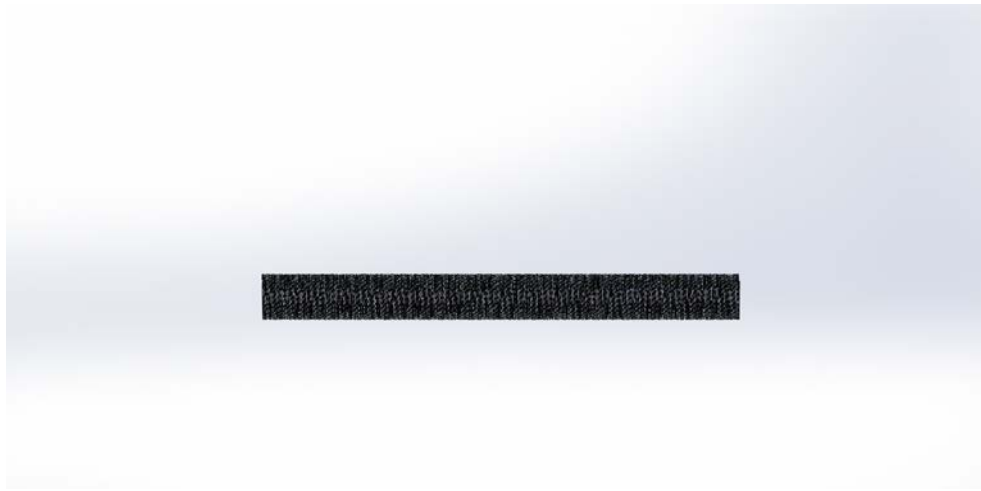


Figure 24: Réchauffeur

Le réchauffeur est à base de Nickel est qui a une excellente compatibilité avec l'isobutane[26] et une excellente résistance à la corrosion.

2. Chambre :

Comme première estimation, il est important de savoir quel devrait être le diamètre intérieur minimum du tube dans le cas d'un certain débit massique d'une substance à une certaine pression et température. Cette estimation doit éviter des niveaux élevés de chute de pression le long des canaux. Cependant, le débit d'ébullition et les effets d'enroulement ne sont pas pris en compte, puisqu'il ne s'agit que d'une première estimation. On utilise ensuite l'équation (I) pour déterminer le diamètre intérieur minimal admissible du tube.

$$D_{tube} = \sqrt{\frac{\dot{m}}{\rho \frac{\pi v}{4}}} \quad (\text{III.1})$$

Un diamètre plus petit a un débit à grande vitesse qui entraîne une forte chute de pression et la compressibilité commence à être importante. C'est pourquoi la vitesse d'écoulement dans le liquide, v_l et la vapeur, v_g est limitée par les formules suivantes :

$$v_l < 7 - 15 \text{ m/s} \quad (\text{III.2})$$

$$v_g < 175 \left(\frac{1}{\rho_g}\right)^{0.43} \text{ m/s} \quad (\text{III.3})$$

Un diamètre plus important a un débit à faible vitesse mais le débit massique peut être insuffisant pour remplir tout le volume disponible. De plus, il aura une capacité moindre à chauffer le flux. Pour la conception finale, le diamètre intérieur doit être choisi de manière à éviter une forte chute de pression.

Une surface minimale de passage des fluides a été calculée sur la base d'un travail expérimental :

$$A_f > 3.5 A_t \quad (\text{III.4})$$

En utilisant la surface de la gorge calculée, la surface du trajet du fluide devrait être supérieure à celle de la gorge :

$$3.5 A_t = 3.5 * 4.19 * 10^{-2} = 0.14665 \text{ mm}^2 \quad (\text{III.5})$$

Donc le diamètre minimal peut être défini selon l'équation (VI) :

$$D_{tube} = \sqrt{\frac{A_f * 4}{\pi}} = 0.4322 \text{ mm} \quad (\text{III.6})$$

Un diamètre intérieur minimum de 0,4322 mm a été calculé. Selon la disponibilité le diamètre minimal du tube choisi pour la conception est de 2 mm. Cependant, le choix définitif ne peut être fait qu'après avoir fixé la longueur et le diamètre de la bobine.



Figure 25: *Chambre de pression*



La chambre est construite à partir du Stainless Steel ce qui la rend compatible avec le gaz utilisé.

3. Conception de la chambre avec réchauffeur :

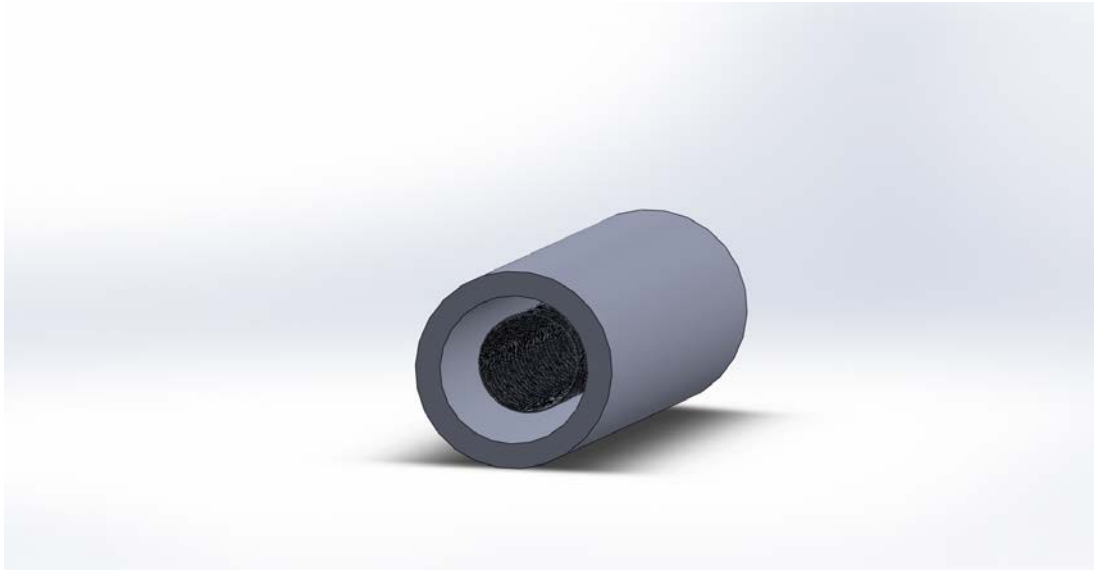


Figure 26: Chambre avec réchauffeur

D. Conception de la valve :



Figure 27: Valve

On utilise deux valves pour la redondance, au cas où il y'aurait une défaillance dans une valve la deuxième peut finir le travail.

La valve est construite à partir d'un élastomère FFKM (Perfluoro-élastomère) qui a une résistance chimique incomparable et est compatible avec l'isobutane.

E. Conception du réservoir :

Le réservoir a une forme de cylindre plus demi-sphère, le tableau 19 montre les dimensions du réservoir :

Tableau 19: Dimensions du réservoir

Longueur cylindre	80 mm
Rayon de la sphère	40 mm
Epaisseur du réservoir	1 mm
Volume totale	$5.361 * 10^{-4} \text{ m}^3$

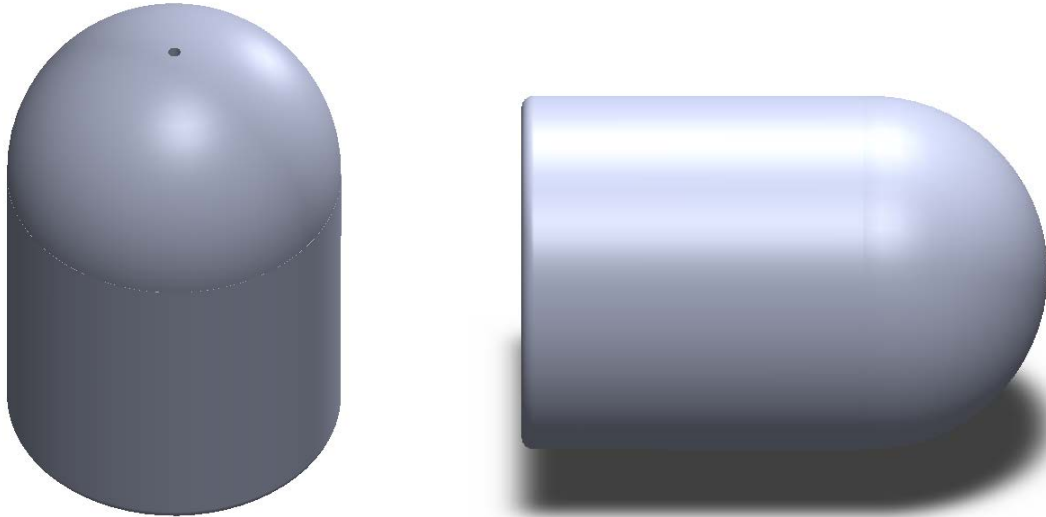


Figure 28: Réservoir

Le réservoir résiste à une pression qui va jusqu'à 20 bar et est construit avec le Stainless Steel qui est résistant et compatible avec notre gaz, ce qui le rend parfait pour cette application.

F. Conception d'autres composants :

Tous les composants utilisés pour la conception sont construits à partir de Stainless Steel pour éviter les réactions chimiques, les corrosions et les pertes de pression.

1. **Coude :**





Figure 29: Coude

2. Connecteur :

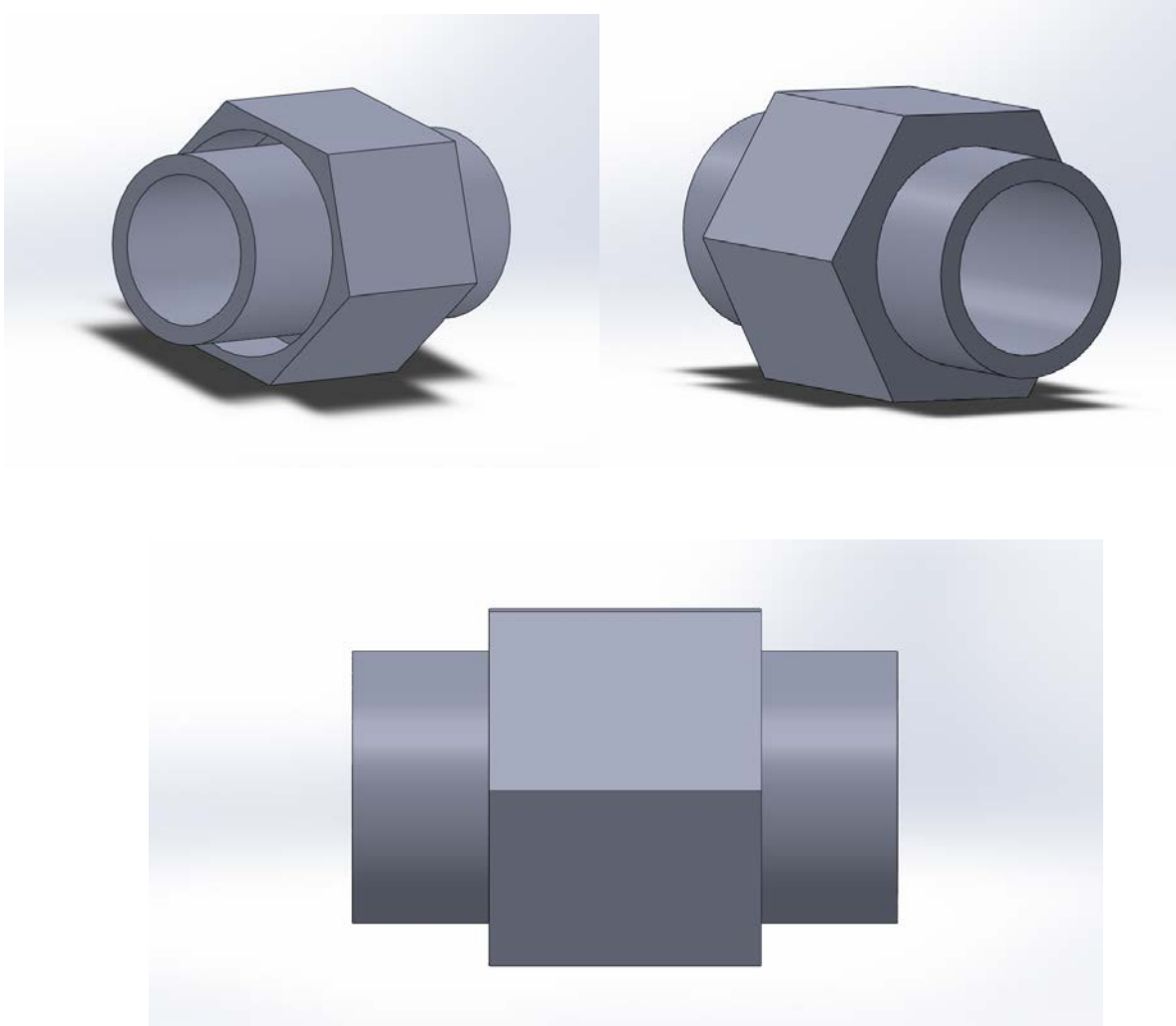


Figure 30: Connecteur

On ajout un connecteur a la sortie du réservoir .

G. Design du système complet :

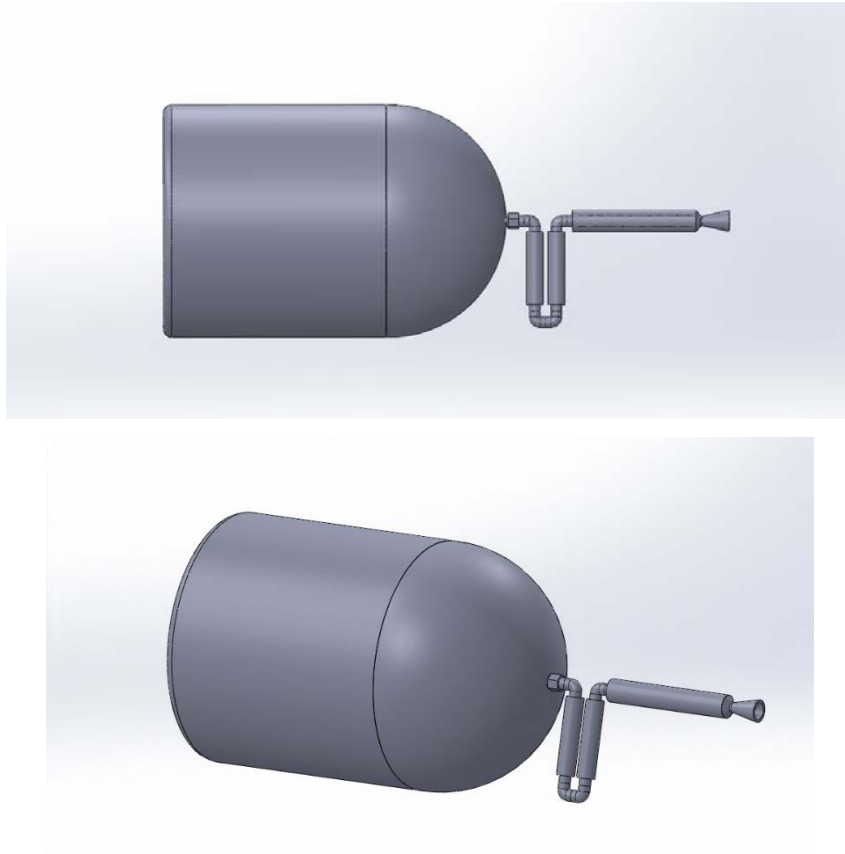
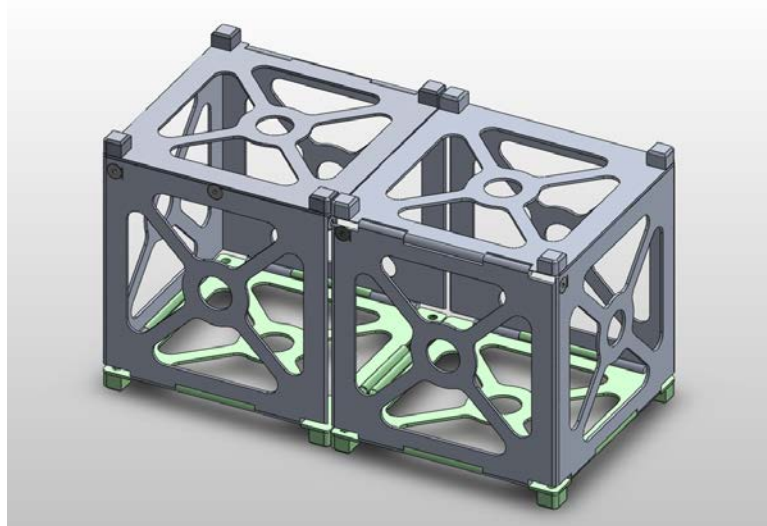


Figure 31: Système de propulsion

Cette installation a été choisie pour gagner de l'espace sans toucher la performance de la propulsion et les dimensions déjà étudié.

H. Intégration du système dans une structure 2U :

1. Design de la structure 2U :



Pour la structure 2U on a choisit un des modelés déjà existé dans un site [27] et les intégrer

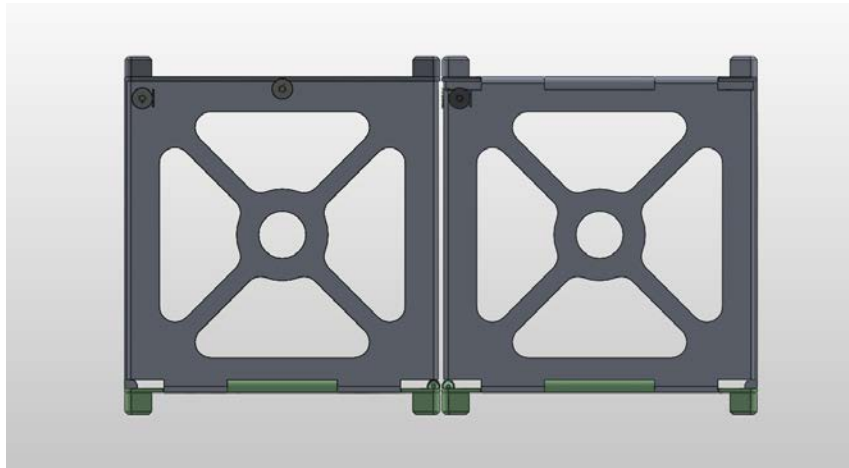


Figure 32: Structure 2U

2. Design complet du système de propulsion :

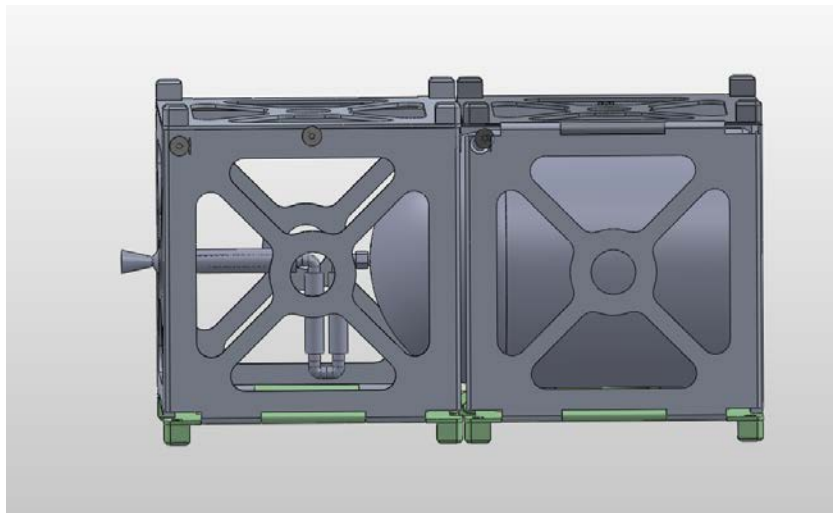


Figure 33: Système de propulsion pour le nanosatellite

Alors voilà notre système est prêt on a essayé de rapprocher le maximum à la réalité pour concevoir notre système.

I. Conclusion :

Les valeurs obtenues vont aider à déterminer les dimensions des différents composants de notre système de propulsion pour parvenir à la concevoir. Le système est conçu pour le gaz froid utilisant l'isobutane comme propergol qui va nous fournir une poussée de 0.03N avec $\Delta V=20\text{m/s}$. et en utilisant un logiciel de conception assisté par ordinateur SOLIDWORKS on a conçu notre système avec succès.

V. Conclusion générale :

Les nano-satellites sont des engins spéciaux avec de petite taille qui ne dépasse pas 10 Kg avec une forme cubique 10*10*10cm utilisé pour plusieurs missions tests expérimentaux, des projets éducatifs ou même des actions de surveillance de la terre, la technologie moderne utilise ce type des satellites parce que elle est économique et ne prend pas beaucoup du poids, notre projet consiste à faire une conception pour le système de propulsion pour le nano-satellite pour cela on a vu différentes types des propulsion et les analysées pour choisir le meilleur et notre choix est la propulsion a gaz froid.

Dans le deuxième chapitre on a étudié les paramètres essentiels dans les systèmes de propulsion comme la poussée l'impulsion spécifique et on a confirmé le choix de système de propulsion après on a modélisé le système avec des calculs mathématique en utilisant le modèle de Humble qui est le plus simple on a calculée les différentes paramètres de système de propulsion théoriquement en approchant le maximum au réalité avec le choix du meilleur propergol.

Dans le dernier chapitre on a calculé les dimensions de chaque composant à partir des équations mathématiques du chapitre précédente avec le programme Matlab pour faire notre propre conception en utilisant le SOLIDWORKS .

- [1] « LANCEMENT DE SPOUTNIK-1 - Encyclopædia Universalis ». <https://www.universalis.fr/encyclopedie/lancement-de-sputnik-1/> (consulté le mars 09, 2020).
- [2] « Systèmes de propulsion ». http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/systemes-de-propulsion.html (consulté le juin 14, 2020).
- [3] « Propulsion chimique ». http://sesp.esep.pro/fr/pages_nanosats/propulsion-chimique.html (consulté le juin 14, 2020).
- [4] D. Selva et D. Krejci, « A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation », *Acta Astronaut.*, vol. 74, p. 50-68, mai 2012, doi: 10.1016/j.actaastro.2011.12.014.
- [5] J. C. Pascoa, O. Teixeira, et G. Filipe, « A Review of Propulsion Systems for CubeSats », in *Volume 1: Advances in Aerospace Technology*, Pittsburgh, Pennsylvania, USA, nov. 2018, p. V001T03A039, doi: 10.1115/IMECE2018-88174.
- [6] F. Leverone, A. Cervone, et E. Gill, « Cost analysis of solar thermal propulsion systems for microsatellite applications », *Acta Astronaut.*, vol. 155, p. 90-110, févr. 2019, doi: 10.1016/j.actaastro.2018.11.025.
- [7] K. Lemmer, « Propulsion for CubeSats », *Acta Astronaut.*, vol. 134, p. 231-243, mai 2017, doi: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048.
- [8] Akshay Tummala et Atri Dutta, « An Overview of Cube-Satellite Propulsion Technologies and Trends », *Aerospace*, vol. 4, n° 4, p. 58, déc. 2017, doi: 10.3390/aerospace4040058.
- [9] « 70008517E.pdf ». Consulté le: juin 03, 2020. [En ligne]. Disponible sur: http://busek.com/index_htm_files/70008517E.pdf.
- [10] B. Rievers, « Systematic performance analysis of cubesat propulsion systems using the high performance satellite dynamics simulator HPS », other, sept. 2017. doi: 10.26226/morressier.59c106e9d462b80292389ea8.
- [11] « 70008518B.pdf ». Consulté le: juin 03, 2020. [En ligne]. Disponible sur: http://busek.com/index_htm_files/70008518B.pdf.
- [12] « General Thrust Equation ». <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/thrsteq.html> (consulté le sept. 22, 2020).
- [13] T. Imad et B. Farid, « Étude d'un propulseur pour satellite de 20N fonctionnant aux H₂O₂ », p. 72.
- [14] D. Djamal, K. Mohamed, et A. Rustem Aslan, « RESISTOJET Propulsion System for Small Satellite », in *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, juin 2019, p. 159-166, doi: 10.1109/RAST.2019.8767847.
- [15] « How to calculate Mission Specified Propulsion System Parameters – Part I – Valispace ». <https://www.valispace.com/how-to-calculate-mission-specified-propulsion-system-parameters-part-i/> (consulté le sept. 22, 2020).
- [16] « 32-530-523.pdf ». .
- [17] « 2900_4. FMEC Nozzle theory (1).pdf ». .
- [18] A. C. Shekhar, S. B. S. Sarma, et R. L. R. Govind, « CFD ANALYSIS ON CONICAL AND BELL NOZZLE », *Int. J. Eng. Technol.*, vol. 5, n° 6, p. 5, 2017.
- [19] « Paluszek - 1987 - All Resistojet Control of the NASA Dual Keel Space.pdf ». .
- [20] F. Romei, « Dataset for “High-Temperature Resistojets for All-Electric Spacecraft” ». University of Southampton, 2019, doi: 10.5258/SOTON/D0903.
- [21] « ae_ferreira_2008.pdf ». .
- [22] I. Krusharev, « Micro – Thruster Development », p. 192.
- [23] « INITIAL_DESIGN_OF_A_1N_MULTIPROPELLANT_RESISTOJET_.pdf ». .
- [24] M. Brownell, « Design and Analysis of a Cold Gas Propulsion System for Stabilization and Maneuverability of a High Altitude Research Balloon », *Appl. Sci.*, p. 98.

- [25] « HeatedGasPropulsionSystemConceptualDesignfortheSAMSONNanoSatellite-Lev-2017.pdf ». .
- [26] « ab0a002.pdf ». .
- [27] « cubesat - Recent models | 3D CAD Model Collection | GrabCAD Community Library ». https://grabcad.com/library?page=1&time=all_time&sort=recent&query=cubesat (consulté le sept. 22, 2020).

VI. Annexes :

A. Programmes MATLAB :

```

clc
clear all
%input
%requerment
F=0.03           ;%Thrust (N)
T0=293          ;%Gas storage teperature (K)
dv=20           ;%Delta V (m/s)
g0=9.807        ;%gravity (m/m^2)
%Approxmate volume and pressure
M0=8            ;%spacecraft mass (Kg)
Rho=0.00179856 ;%Density (m^3/Kg)
p0=1.013        ;%ambient pressure (bar)
pt=2.6          ;%Tank pressure (bar)
Tc=380          ;%chambre temperature (K)
gam=1.097       ;%specific heat ratio
R=143           ;%gas constant (J/Kg.K)
%calculate by humble model
a0=sqrt(gam*R*Tc) ;%sonic velocity (m/s)
C=a0/(gam*(2/(gam+1))^( (gam+1)/(2*gam-2) )) ;%characteristic
velocity
mdot=(F/(C*gam))*((2/(gam-1))*(2/(gam+1))^( (gam+1)/(gam-1) ))^-
0.5 ;%débit
Ispmax=F/(g0*mdot) ;%impulsion spécifique maximal
M(1)=1;
for i=1:5
    M(i)=i;
    e(i)=(1/M(i))*((2/(gam+1))*(1+((gam-
1)/2)*(M(i))^2))^( (gam+1)/(2*gam-2) );
    pr=(1+((gam-1)/2)*(M(i))^2)^(gam/(1-gam));
    Isp(i)=((C*gam)/g0)*sqrt((2/(gam-
1))*(2/(gam+1))^( (gam+1)/(gam-1) )*(1-pr^( (gam-1)/gam) ));
end
plot(e,Isp)
xlabel('expansion ratio')
ylabel('impulsion spécifique')
for j=1:100
    pc(j)=j;
    At(j)=(mdot*C)/j;
    Ae(j)=At(j)*e(i);
    Dt(j)=2*sqrt(At(j)/pi);
    De(j)=2*sqrt(Ae(j)/pi);
end
plot(pc,Dt,'r')
hold on
plot(pc,De)
pc(j)=24;
At(j)=(mdot*C)/24;
Ae(j)=At(j)*e(i);
Dt(j)=2*sqrt(At(j)/pi);
De(j)=2*sqrt(Ae(j)/pi);
xlabel('pression de la chambre')

```

```
ylabel('Diametre')
mp=M0-(M0/exp(dv/(Isp(i)*g0)))           ;%propellant mass (Kg)
Vp=mp*Rho*1000                           ;%volume (l)
%Calculates tank dimensions
r=0.04;                                   %rayon
h=0.08;                                   %hauteur
vcy=pi*r^2*h;                             %cylindre's volume
vsph=pi*(4/3)*r^3;                        %sphere's volume
v=vcy+(vsph/2);                          %volume total
sf=4.62;                                  %facteur de sécurité
pres=20*10^5;                             %pression de reservoir (bar)
sigm=688.9*10^6;                          %la limite d'élasticité
th=sf*((r*pres)/(2*sigm));                %épaisseur du sphère
tcyn=2*th;                                %épaisseur du cylindre
%Dimensions of the heater
Cp=1.669;                                  %chaleur spécifique (Kj/Kg.K)
DT=207;                                    %variation de temperature
P=mdot*Cp*DT;
U=24;                                      %la tention
I=P/U;                                     %calcule de courant
R=U/I;                                     %calcule de la résistance
res=8.54*10^-8;                            %résistivité
Ac=0.008*10^-6;                            %section de surface
transversale
Lb=43*10^-3;                               %longueur du rechauffeur
Db=4*10^-3;                                %Diametre du rechauffeur
%Calcul de l'épaisseur
e=sqrt(Ac*4/pi)
%Calcul de la longueur
L=R*Ac/res;                                %logueur du fil
%calcul du perimetre de la bobine
Pb=pi*Db;
%Nombre de tour de la bobine
Nb=Lb/e;
```

B. Fiche technique du connecteur :



9/16/2020 8:41:05 AM

www.swagelok.com

Spare Parts


Part No.

SS-200-NFSET

Part Description

316 Stainless Steel Nut and Ferrule Set (1 Nut/1 Front Ferrule/1 Back Ferrule) for 1/8 in. Tube Fitting. Please order in multiples of five

Specifications

General

Body Material	316 Stainless Steel
Bulkhead	No Bulkhead
Cleaning Process	Standard Cleaning and Packaging (SC-10)
Connection 1 Size	1/8 in.
eClass (4.1)	37020718
eClass (5.1.4)	37020590
eClass (6.0)	37020590
eClass (6.1)	37020590
UNSPSC (10.0)	31181503
UNSPSC (11.0501)	31181503
UNSPSC (13.0601)	31401700
UNSPSC (15.1)	31401700
UNSPSC (4.03)	27121706
UNSPSC (PGE)	401753AN
UNSPSC (SEQIRUS)	M4170
UNSPSC (SWG01)	27121706

! The complete catalog contents must be reviewed to ensure that the system designer and user make a safe product selection. When selecting products, the total system design must be considered to ensure safe, trouble-free performance. Function, material compatibility, adequate ratings, proper installation, operation, and maintenance are the responsibilities of the system designer and user.

⚠ Warning: Do not mix/interchange Swagelok products or components not governed by industrial design standards, including Swagelok tube fitting end connections, with those of other manufacturers.

2020 Copyright Swagelok Company

Dessin de la tuyère

