



ROYAUME DU MAROC  
Université Mohammed V de Rabat  
Ecole Mohammadia d'Ingénieurs  
Département : Génie Mécanique



## PROJET DE FIN D'ANNÉE

*Filière :Génie mécanique*

**Conception, dimensionnement et analyse  
numérique d'une chambre à vide thermique**

Réalisé par :

**LANAIT Abderrahim**

**RAHMANI Abderrahman**

Encadré par :

Pr MOUBACHIR Younes  
Pr NOURDINNE Othmane



---

## Résumé

---

Ce travail présente l'étude, la conception et le dimensionnement d'une chambre thermique à vide destinée aux essais de petits satellites (CubeSats) et de composants spatiaux. L'objectif est de reproduire au sol les conditions extrêmes de l'espace, caractérisées par des pressions de l'ordre de  $10^{-7}$  mbar et une plage thermique comprise entre  $-150$  °C et  $+150$  °C.

La démarche suivie repose sur une analyse fonctionnelle permettant d'identifier les contraintes critiques liées à l'étanchéité, au choix des pompes, aux raccords et au contrôle thermique. Le dimensionnement des parois a été réalisé en suivant les recommandations des normes ECSS et les formules de Roark, en intégrant les marges réglementaires afin de garantir la sécurité et la fiabilité de la structure. L'étude du système de pompage a conduit à une comparaison quantitative de plusieurs pompes à vide primaires et secondaires, à partir de courbes caractéristiques  $S(P)$  extraites et traitées numériquement. Les critères de choix intègrent non seulement le temps de pompage, mais également des paramètres comme le niveau de bruit, la propreté (risque de contamination) et la maintenance.

Enfin, une modélisation thermique a permis d'estimer la puissance à évacuer lors des cycles de refroidissement et d'évaluer les besoins en azote liquide, en considérant à la fois les transferts par conduction, convection interne au serpentin et rayonnement.

Ce travail fournit ainsi une base méthodologique robuste pour la conception d'équipements de test au sol, tout en respectant les standards spatiaux européens.

---

## Abstract

---

This work presents the study, design, and dimensioning of a thermal vacuum chamber dedicated to the testing of small satellites (CubeSats) and space components. The objective is to reproduce, on the ground, the extreme environmental conditions of space, characterized by pressures on the order of  $10^{-7}$  mbar and a thermal range between  $-150^{\circ}\text{C}$  and  $+150^{\circ}\text{C}$ .

The approach is based on a functional analysis to identify the critical constraints related to leak-tightness, pump selection, connectors, and thermal control. The structural dimensioning of the chamber walls was carried out following ECSS standards and Roark's formulas, with appropriate safety margins to ensure reliability under atmospheric pressure loading. The vacuum pumping system was studied through a quantitative comparison of several primary and secondary pumps, relying on digitized  $S(P)$  curves obtained from manufacturers' datasheets. The choice criteria considered not only pumping time but also additional factors such as acoustic noise, contamination risks, and maintenance requirements.

In parallel, a thermal study was conducted to estimate the heat load during cooling cycles and to evaluate the liquid nitrogen consumption. Both conduction and radiation were considered, along with the heat transfer through the copper cooling serpentine.

This work therefore provides a robust methodological basis for the design of ground test facilities, while complying with European space standards.

---

## Remerciements

---

Nous tenons à réserver cette page à l'expression de notre profonde gratitude envers toutes les personnes qui, de près ou de loin, ont contribué à l'achèvement de ce travail.

Nous souhaitons tout d'abord exprimer notre sincère reconnaissance au Professeur **MOUBACHIR Younes** pour la confiance qu'il nous a accordée en nous offrant cette opportunité, ainsi que pour son accompagnement constant, ses conseils judicieux et son encadrement bienveillant tout au long de ce projet.

Nos remerciements vont également au Professeur **NOURDINNE Othmane**, notre encadrant au sein du **CURTS**, pour sa disponibilité, son suivi attentif et ses orientations techniques précieuses, qui nous ont permis de structurer notre approche et de progresser efficacement dans nos recherches.

Nous exprimons aussi notre gratitude au Professeur **GUENNOOUN**, directeur du centre, pour nous avoir accueillis au sein du CURTS et pour les excellentes conditions de travail mises à notre disposition tout au long de notre stage.

Enfin, nous adressons nos remerciements les plus chaleureux à l'ensemble des membres du centre pour leur accueil, leur esprit collaboratif, leur générosité dans le partage de connaissances et leur disponibilité à répondre à nos interrogations. Leur soutien et leur implication ont été d'une aide précieuse dans la réalisation de ce projet.

# Table des matières

|   |           |                      |           |
|---|-----------|----------------------|-----------|
| <b>Chapitre 1 :Introduction</b>   | <b>5</b>  | <b>Remerciements</b> | <b>10</b> |
| <b>1 Motivation</b>   | <b>11</b> |                      |           |
| <b>2 Contexte du projet</b>   | <b>11</b> |                      |           |
| <b>3 Problématique</b>  | <b>12</b> |                      |           |
| <b>4 Objectif</b>   | <b>12</b> |                      |           |
| <b>5 Le concept du CubeSat</b>  | <b>14</b> |                      |           |
| <b>6 Historique des missions CubeSats</b>   | <b>15</b> |                      |           |
| 6.1 Débuts et essor (2003–2015) . . . . .   | 15        |                      |           |
| 6.2 Diversification des missions (2015–2020) . . . . .  | 15        |                      |           |
| 6.3 Missions interplanétaires et avancées (2020–2025) . . . . .                                       | 15        |                      |           |
| 6.4 Statistiques globales des CubeSats . . . . .  | 15        |                      |           |
| <b>7 Le Centre Universitaire de Recherche en Technologies Spatiales (CURTS)</b>                       | <b>18</b> |                      |           |
| 7.1 Introduction au CURTS . . . . .   | 18        |                      |           |
| 7.2 Missions et activités du CURTS . . . . .  | 18        |                      |           |
| 7.3 Projets notables et réalisations . . . . .  | 18        |                      |           |
| <b>8 État de l'art des chambres à vide thermique pour les essais des petits satellites</b>            | <b>20</b> |                      |           |
| 8.1 Introduction générale . . . . .   | 20        |                      |           |
| 8.2 Historique . . . . .  | 20        |                      |           |
| 8.3 Normes et bonnes pratiques . . . . .  | 20        |                      |           |
| 8.4 Composants et architecture d'une chambre à vide thermique adaptée aux petits satellites . . . . . | 20        |                      |           |
| 8.4.1 Cuve et shroud thermique . . . . .  | 20        |                      |           |
| 8.4.2 Système de pompage . . . . .  | 21        |                      |           |
| 8.4.3 Systèmes de chauffage . . . . .   | 21        |                      |           |
| 8.4.4 Gestion de la contamination et du dégazage (outgassing) . . . . .                               | 21        |                      |           |
| 8.4.5 Instrumentation et contrôle . . . . .   | 21        |                      |           |
| 8.5 Types d'essais réalisés en TVAC . . . . .   | 22        |                      |           |
| 8.6 Architectures courantes pour petits satellites . . . . .  | 22        |                      |           |
| 8.7 Limites, risques et tendances . . . . .   | 23        |                      |           |
| <b>Chapitre 2 :Analyse fonctionnelle</b>  | <b>24</b> |                      |           |
| <b>1 INTRODUCTION</b>   | <b>24</b> |                      |           |
| <b>2 Analyse du besoin</b>  | <b>27</b> |                      |           |
| <b>3 Énoncé du Besoin (Bête à Corne)</b>  | <b>27</b> |                      |           |

|   |           |
|---|-----------|
| <b>4 Validation du Besoin</b>   | <b>28</b> |
| <b>5 Analyse Fonctionnelle Externe</b>  | <b>29</b> |
| 5.1 Diagrammes pieuvre . . . . .  | 29        |
| <b>6 Analyse Fonctionnelle Interne</b>  | <b>33</b> |
| 6.1 Diagramme SADT . . . . .  | 33        |
| 6.2 Diagramme FAST . . . . .  | 35        |
| <b>7 Cahier de charges</b>  | <b>36</b> |
| <b>8 CONCLUSION</b>   | <b>39</b> |
| <b>Chapitre 3 :Introduction à la Chambre à Vide Thermique</b>                         | <b>40</b> |
| <b>1 Principe et historique des chambres à vide thermiques</b>                        | <b>40</b> |
| 1.1 Origines et concept de vide . . . . .   | 40        |
| 1.2 Évolution vers les chambres à vide thermiques . . . . .                           | 40        |
| 1.3 Utilisateurs et organismes impliqués . . . . .                                    | 41        |
| 1.4 Intérêt pour les CubeSats . . . . .   | 41        |
| 1.5 Entreprises fabriquant des TVAC . . . . .   | 41        |
| <b>2 Phase de pompage</b>   | <b>45</b> |
| 2.1 Mise en contexte . . . . .  | 45        |
| 2.2 Principe à deux étages . . . . .  | 45        |
| 2.2.1 Première étape : pompage primaire ( <i>roughing</i> ) . . . . .                 | 45        |
| 2.2.2 Deuxième étape : pompage secondaire (haut et ultra-haut vide) . . . . .         | 45        |
| 2.3 Considérations pratiques . . . . .  | 46        |
| <b>3 Les trois grandes méthodes de pompage</b>  | <b>46</b> |
| 3.1 A) Positive displacement (déplacement positif) . . . . .                          | 46        |
| 3.1.1 Pompe à diaphragme ( <i>diaphragm</i> ) . . . . .                               | 46        |
| 3.1.2 Pompe rotative à palettes ( <i>rotary vane, RVP</i> ) . . . . .                 | 47        |
| 3.1.3 Pompe à vis sèche ( <i>dry screw</i> ) et cousine : <i>dry scroll</i> . . . . . | 47        |
| 3.2 B) Momentum transfer (transfert d'impulsion) . . . . .                            | 48        |
| 3.2.1 Éjecteur Venturi (visqueux) . . . . .   | 48        |
| 3.2.2 Pompe turbomoléculaire ( <i>molecular</i> ) . . . . .                           | 49        |
| 3.2.3 Pompe à diffusion ( <i>molecular</i> ) . . . . .                                | 50        |
| 3.3 C) Entrapment (piégeage) . . . . .  | 51        |
| 3.3.1 Sorption (charbon actif / zéolite refroidis) . . . . .                          | 51        |
| 3.3.2 Cryopompe / cryopanels . . . . .  | 52        |
| 3.3.3 Getters (NEG – Non-Evaporable Getter) . . . . .                                 | 52        |
| 3.3.4 Pompes ioniques . . . . .   | 53        |
| <b>4 Etanchéité et Raccordement</b>   | <b>55</b> |
| 4.1 Introduction . . . . .  | 55        |
| 4.2 Types de flasques et plages de fonctionnement . . . . .                           | 55        |
| 4.2.1 Brides ConFlat (CF) . . . . .   | 55        |
| 4.2.2 Brides ISO-K/ISO-F (grand ISO) . . . . .  | 55        |
| 4.2.3 Brides KF (NW) . . . . .  | 56        |

|  |   |           |
|--|---|-----------|
| 4.2.4  | Autres brides . . . . .   | 56        |
| 4.3  | Matériaux et joints en cyclage thermique . . . . .                    | 57        |
| 4.4  | Spécifications typiques de traversées (feedthroughs) . . . . .        | 57        |
| 4.4.1  | Traversées électriques . . . . .                                      | 57        |
| 4.4.2  | Traversées fluides et cryogènes . . . . .                             | 57        |
| 4.4.3  | Traversées optiques . . . . .   | 57        |
| 4.5  | Emplacements recommandés des raccords . . . . .                       | 58        |
| 4.5.1  | Ports de pompage . . . . .  | 58        |
| 4.5.2  | Capteurs et instrumentation . . . . .                                 | 58        |
| 4.5.3  | Alimentations et circuits fluides . . . . .                           | 58        |
| 4.5.4  | Ports de purge et d'injection . . . . .                               | 58        |
| <b>Chapitre 4 :Choix des pompes et dimensionnement</b>                     |   | <b>59</b> |
| <b>1 Choix de la pompe primaire (roughing pump)</b>                        |   | <b>59</b> |
| 1.1  | Objectif et logique générale . . . . .                                | 59        |
| 1.2  | Collecte et numérisation des courbes constructeur . . . . .           | 59        |
| 1.3  | Mise en forme et interpolation de $S(P)$ . . . . .                    | 62        |
| 1.4  | Modèle de pompage et combinaison avec la conduite . . . . .           | 65        |
| 1.5  | Intégration numérique pour obtenir $P(t)$ et le temps total . . . . . | 65        |
| 1.6  | Indicateurs extraits et rôle de la feuille PumpData . . . . .         | 66        |
| 1.7  | Exploitation des graphiques pour décider . . . . .                    | 67        |
| 1.8  | Contrôles, extensions et réalisme . . . . .                           | 68        |
| 1.9  | Ce que cette approche apporte au choix . . . . .                      | 68        |
| 1.10   | Conclusion et choix de la pompe primaire . . . . .                    | 69        |
| <b>2 Discussion et choix de la pompe secondaire</b>                        |   | <b>70</b> |
| <b>3 Conclusion sur le choix du train de pompage</b>                       |   | <b>70</b> |
| <b>4 Dimensionnement d'une paroi de chambre à vide selon ECSS et Roark</b> |   | <b>72</b> |
| 4.1  | Dimensionnement par contrainte admissible . . . . .                   | 72        |
| 4.1.1  | Données du problème . . . . .   | 72        |
| 4.1.2  | Calcul de la contrainte admissible . . . . .                          | 72        |
| 4.1.3  | Épaisseur minimale . . . . .  | 72        |
| 4.2  | Vérification au flambement . . . . .                                  | 73        |
| 4.3  | Ajout des marges ECSS . . . . .                                       | 73        |
| 4.4  | Épaisseur finale retenue . . . . .                                    | 73        |
| <b>5 Conception de la TVC</b>  |   | <b>74</b> |
| 5.1  | Simulation de pression hydrostatique . . . . .                        | 76        |
| 5.2  | Vérification de contrainte appliquées sur la table . . . . .          | 78        |
| <b>6 Étude thermique</b>   |   | <b>81</b> |
| 6.1  | Refroidissement des parois par LN <sub>2</sub> . . . . .              | 81        |
| 6.1.1  | Puissance thermique à évacuer . . . . .                               | 81        |
| 6.1.2  | Débit de LN <sub>2</sub> nécessaire . . . . .                         | 81        |
| 6.1.3  | Échange thermique avec serpentin . . . . .                            | 81        |
| 6.1.4  | Calcul de la LMTD . . . . .   | 82        |

|       |   |    |
|-------|---|----|
| 6.1.5 | Coefficient global de transfert . . . . .     | 82 |
| 6.1.6 | Longueur de serpentin nécessaire . . . . .    | 82 |
| 6.2   | Refroidissement radiatif du CubeSat . . . . . | 82 |
| 6.2.1 | Formule du flux radiatif net . . . . .        | 83 |
| 6.2.2 | Données CubeSat 1U . . . . .                  | 83 |
| 6.2.3 | Émissivité équivalente . . . . .              | 83 |
| 6.2.4 | Flux radiatif initial . . . . .               | 83 |
| 6.2.5 | Temps de refroidissement du CubeSat . . . . . | 83 |
| 6.3   | Simulation thermique . . . . .                | 84 |

# **Analyse fonctionnelle**

# Chapitre 1

## Introduction

---

### 1 Motivation

L'exploration spatiale et le développement des technologies associées constituent aujourd'hui un moteur essentiel de l'innovation scientifique et technique. Les satellites, y compris dans leurs formats miniaturisés comme les CubeSats, sont désormais utilisés pour un large éventail d'applications : observation de la Terre, télécommunications, expérimentation scientifique, démonstration technologique. Mais pour garantir leur bon fonctionnement en conditions réelles, ces systèmes doivent être soumis à des campagnes de tests environnementaux reproduisant fidèlement les contraintes rencontrées en orbite.

Parmi ces contraintes, les conditions thermiques et de vide spatial sont particulièrement déterminantes. Dans l'espace, l'absence d'atmosphère empêche les échanges thermiques par convection, et la température peut varier brutalement entre les phases d'exposition directe au Soleil et les phases d'ombre complète. Une structure non testée pourrait présenter des défaillances mécaniques, électroniques ou fonctionnelles une fois en orbite.

Les chambres à vide thermique constituent donc un outil incontournable pour la qualification au sol des satellites. Elles permettent de simuler, dans un environnement contrôlé, les conditions de pression et de température extrêmes que subira le système. Leur conception doit combiner maîtrise du vide, gestion thermique précise et compatibilité avec les spécificités des objets à tester.

Dans le contexte actuel, où de plus en plus d'universités et d'organismes développent leurs propres nanosatellites, la mise à disposition d'une telle infrastructure constitue un levier stratégique pour renforcer l'autonomie technologique, accélérer le cycle de développement et garantir la fiabilité des missions spatiales.

### 2 Contexte du projet

Le vide spatial et les contraintes thermiques extrêmes font partie des principaux facteurs de risque pour les équipements en orbite. Les agences spatiales et industriels disposent de moyens d'essais sophistiqués, mais leur accès reste limité, coûteux et souvent contraint par des délais importants.

Dans cette perspective, la mise en place d'une chambre à vide thermique au sein d'une structure locale représente un investissement stratégique. Elle permettrait de réaliser des essais environnementaux complets pour des CubeSats allant jusqu'à 3U, dans un environnement de recherche et développement plus accessible, adapté à la formation d'ingénieurs et à la réalisation de projets innovants.

L'objectif est de concevoir un banc d'essai répondant aux standards internationaux, capable de reproduire à la fois un vide poussé et un cycle thermique contrôlé sur une

large plage de températures. Cette approche implique une analyse fonctionnelle précise pour identifier les besoins et contraintes, un *benchmarking* des solutions existantes, tant au niveau des technologies de pompage que des systèmes de chauffage et refroidissement, un dimensionnement mécanique et thermique de la cuve et des échangeurs, une sélection rigoureuse des matériaux garantissant compatibilité avec le vide et résistance thermique, et l'intégration de systèmes de mesure et contrôle permettant un suivi précis des conditions d'essai.

Dans ce cadre, notre projet s'inscrit dans une démarche de développement d'infrastructure expérimentale au service de la communauté scientifique et technique nationale, tout en visant à hisser le niveau de compétence locale dans le domaine du spatial.

### 3 Problématique

La conception d'une chambre à vide thermique combine plusieurs domaines d'ingénierie : mécanique, thermique, matériaux, instrumentation et vide industriel. Les principaux défis résident dans la capacité à atteindre et maintenir un niveau de vide suffisant tout en pilotant avec précision le profil thermique imposé à l'échantillon.

La cuve doit répondre à des exigences strictes :

- Résister mécaniquement aux contraintes liées à la dépression interne ;
- Garantir une étanchéité parfaite pour maintenir la pression cible ;
- Offrir un contrôle thermique stable, aussi bien en chauffage qu'en refroidissement ;
- Assurer une compatibilité avec les standards CubeSat et permettre une instrumentation flexible.

En plus de ces contraintes techniques, le projet doit intégrer des considérations de coût, de facilité de maintenance et de fiabilité à long terme.

Pour relever ces défis, notre approche repose sur :

- La modélisation numérique par éléments finis (ANSYS) pour valider le comportement mécanique et thermique ;
- Le dimensionnement précis de l'épaisseur de la cuve, des serpentins de refroidissement et du système de chauffage ;
- Le choix et la configuration optimisée des pompes à vide ;
- La validation théorique croisée avec des simulations pour garantir la performance attendue.

Ce projet constitue ainsi une première étape vers la mise en place d'une plateforme d'essai complète pour les systèmes spatiaux locaux. Il vise à doter le laboratoire d'un outil stratégique, tout en apportant une méthodologie reproductible pour de futurs développements.

### 4 Objectif

L'objectif principal de ce travail est d'évaluer la faisabilité (technique, économique et opérationnelle) de la conception, réalisation et mise en service d'une chambre à vide thermique capable d'accueillir et de tester des CubeSats jusqu'à 3U, à la demande du Centre Universitaire de Recherches en Technologies Spatiales (CURTS).

Les objectifs détaillés sont les suivants :

- Établir une méthodologie claire et reproductible pour la conception et la qualification d'une chambre à vide thermique adaptée aux besoins du CURTS.
- Définir le profil d'essais (plages de pression, profils thermiques, interfaces CubeSat, instrumentation de mesure) en cohérence avec les standards utilisés pour la qualification des nanosatellites.
- Réaliser un benchmark des solutions existantes (types de pompes, technologies de chauffage/refroidissement, matériaux, options d'isolation) et justifier les choix retenus.
- Choisir et dimensionner les composants critiques : pompe(s) à vide (capacité, débit, étage turbomoléculaire/roots/backing), épaisseur et géométrie de la cuve, serpentins d'échangeur et tuyauterie de refroidissement, système de chauffage (radiant, résistif, etc.).
- Sélectionner les matériaux compatibles vide (faible dégazage, résistance thermique, facilité d'usinage) et valider la tenue mécanique sous dépression.
- Modéliser numériquement (ANSYS) le comportement mécanique (déformation, contraintes sous dépression et vibratoire) et thermique (transferts par rayonnement et conduction dans vide) pour valider les choix théoriques.
- Concevoir l'instrumentation et l'automatisation (capteurs de pression/température, contrôle PID du cycle thermique, acquisition de données) pour un pilotage précis et reproductible des essais.
- Prototyper (maquette fonctionnelle ou tranche de la cuve) et définir un plan d'essais de validation au banc (tests d'étanchéité, montée/descente en température, cycles long terme).
- Évaluer les coûts et le planning (estimation budgétaire, jalons de réalisation, contraintes d'approvisionnement) pour déterminer la viabilité opérationnelle pour le CURTS.
- Rédiger des recommandations opérationnelles (procédures d'essais, maintenance préventive, interfaces CubeSat standardisées) et un cahier des charges finalisé prêt pour mise en fabrication.

## 5 Le concept du CubeSat

Le concept CubeSat a été initié en 1999 par l'Université Stanford, en collaboration avec l'Université Polytechnique de Californie (Cal Poly), dans le but de concevoir un nanosatellite éducatif à faible coût, léger, et pouvant être développé en moins de deux ans. Ce projet visait à fournir une plateforme standardisée pour enseigner aux étudiants les différentes étapes du développement, du lancement et de l'exploitation d'un satellite. L'idée a été officiellement présentée par le professeur Robert Twiggs lors du deuxième Symposium Universitaire des Systèmes Spatiaux (USSS), tenu à Hawaï en novembre 1999. La spécification CubeSat, née de cette collaboration, définit une unité standard appelée "U", correspondant à un cube de  $10 \times 10 \times 10$  cm pour une masse maximale d'environ 2 kg. Cette norme encadre également les paramètres de masse, de volume, les procédures de test ainsi que les contraintes énergétiques et opérationnelles. Les configurations les plus courantes sont les CubeSats 1U, 2U, 3U, jusqu'à des formats plus étendus comme 6U, 12U ou 27U. L'un des grands atouts du standard CubeSat réside dans sa compatibilité avec les déployeurs (comme les P-PODs), permettant aux satellites d'être lancés comme charges utiles secondaires sans perturber la mission principale. Lors du lancement, le CubeSat est placé en position éteinte dans un déployeur fermé, fixé à la fusée. Une fois en orbite, le déployeur s'ouvre, libérant le satellite et activant automatiquement son système à bord.



FIGURE 1 – Différents déployeurs P-PODs

TABLE 1 – Certains fournisseurs spécialisés pour les petits satellites

| Compagnie     | Produits et/ou services                                 | Date de création / Pays |
|---------------|---|-------------------------|
| Pumpkin, Inc. | Kits CubeSat et services d'intégration                  | 1995, États-Unis        |
| Clyde Space   | Sous-systèmes pour CubeSat                              | 2005, Angleterre        |
| ISIS          | Petits satellites et services d'intégration / lancement | 2006, Hollande          |
| GOMSpace      | Petits satellites et logiciels                          | 2007, Danemark          |

## 6 Historique des missions CubeSats

### 6.1 Débuts et essor (2003–2015)

Le premier CubeSat a été lancé en 2003. Initialement conçus pour des projets universitaires, les CubeSats ont rapidement attiré l'attention des agences spatiales et des entreprises privées en raison de leur flexibilité et de leur coût abordable.

### 6.2 Diversification des missions (2015–2020)

Durant cette période, les CubeSats ont élargi leur champ d'application :

- **Observation de la Terre** : des missions comme RainCube de la NASA ont démontré la capacité des CubeSats à effectuer des observations météorologiques avancées grâce à des radars miniaturisés.
- **Exploration spatiale** : certains CubeSats ont été envoyés au-delà de l'orbite terrestre, explorant des environnements interplanétaires.

### 6.3 Missions interplanétaires et avancées (2020–2025)

Les CubeSats ont continué à repousser les limites :

- **Lunar IceCube** : lancé en novembre 2022 lors de la mission Artemis I, ce CubeSat visait à détecter la glace d'eau sur la Lune à l'aide d'un spectromètre infrarouge.
- **LunaH-Map** : également lancé avec Artemis I, il avait pour objectif de cartographier l'hydrogène au pôle sud lunaire. Bien que le système de propulsion ait rencontré des problèmes, le spectromètre à neutrons a fonctionné avec succès.
- **GRBAlpha et VZLUSAT-2** : ces CubeSats ont détecté plus de 200 sursauts gamma entre 2021 et 2024, démontrant leur capacité à contribuer à l'astronomie des hautes énergies.

### 6.4 Statistiques globales des CubeSats

Depuis leur création au début des années 2000, les CubeSats ont révolutionné l'accès à l'espace grâce à leur format standardisé, leur coût réduit et leur polyvalence. À ce jour, plus de 2 000 CubeSats ont été lancés en orbite, représentant environ 40% de tous les petits satellites. Le format 3U ( $30 \times 10 \times 10$  cm) reste le plus utilisé, bien qu'on observe une montée en puissance des formats 6U et 12U pour des missions plus complexes (Figure ??). Les principaux domaines d'application sont l'observation de la Terre (environ 45% des missions), les télécommunications, les démonstrations technologiques et les expériences scientifiques. Les États-Unis dominent le secteur, suivis par la Chine et plusieurs pays européens.

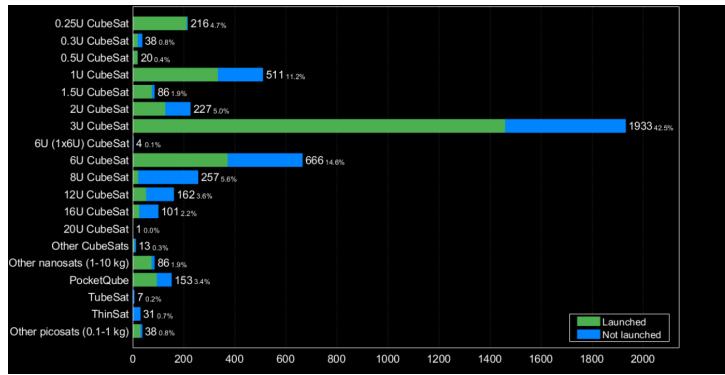


FIGURE 2 – Cubesats par taille [6]

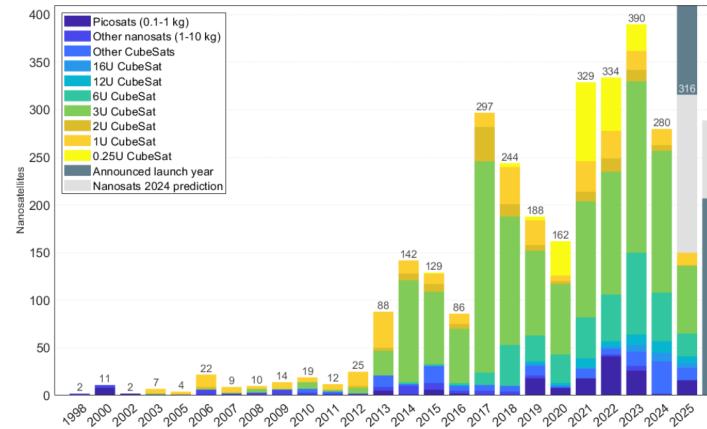


FIGURE 3 – Lancements annuels des Cubesats par types depuis 1998 [6]

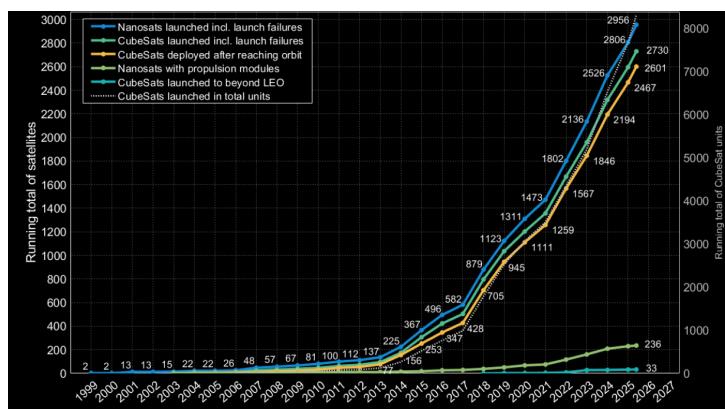


FIGURE 4 – Total cumulé(somme cumulative) des nanosatellites et de CubeSats lancés [6]

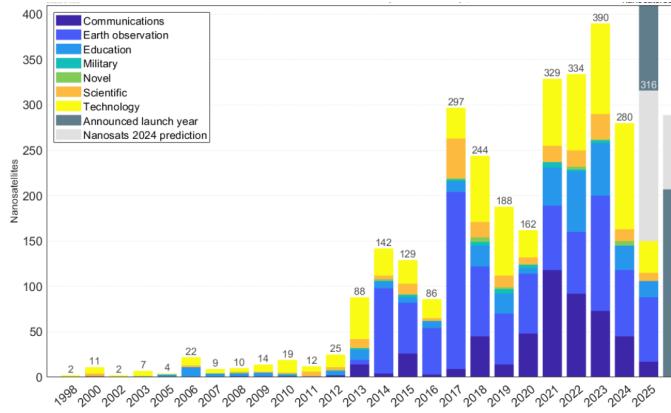


FIGURE 5 – Répartition des missions CubeSats par objectif depuis 1998 [6]

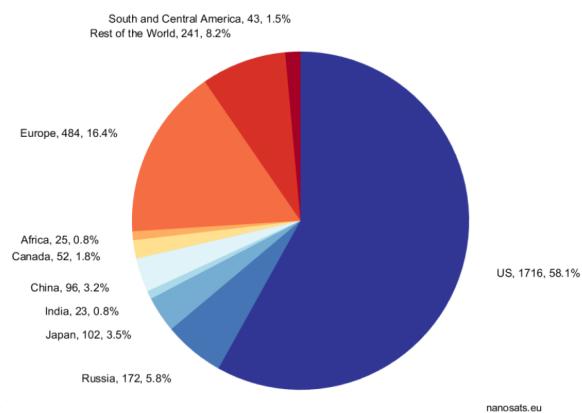


FIGURE 6 – Cubesats lancés classés par pays [6]

## **7 Le Centre Universitaire de Recherche en Technologies Spatiales (CURTS)**

### **7.1 Introduction au CURTS**

Le Centre Universitaire de Recherche en Technologies Spatiales (CURTS) est une unité de recherche scientifique implantée au sein de l’École Mohammadia d’Ingénieurs (EMI) à Rabat, relevant de l’Université Mohammed V. Ce centre constitue un pôle d’excellence dédié à la recherche et au développement dans le domaine des technologies spatiales, en particulier les systèmes satellitaires, les télécommunications spatiales et l’observation de la Terre. Le CURTS joue un rôle central dans la consolidation des compétences nationales en ingénierie spatiale, tout en contribuant à la formation d’une nouvelle génération d’ingénieurs et de chercheurs spécialisés dans ce domaine stratégique.

### **7.2 Missions et activités du CURTS**

Les activités du CURTS s’articulent autour de plusieurs axes stratégiques, orientés vers l’innovation scientifique et le renforcement des capacités nationales dans le secteur spatial. Ses principales missions sont les suivantes :

- **Recherche et développement** : Le centre se consacre à la conception, à l’analyse et à la mise en œuvre de solutions avancées dans des domaines tels que les nanosatellites, la télédétection, les télécommunications par satellite et l’ingénierie des systèmes spatiaux.
- **Collaboration nationale et internationale** : Le CURTS entretient des partenariats académiques et industriels à l’échelle nationale et internationale. Il participe activement à des projets de recherche collaboratifs, notamment en lien avec des institutions comme le Centre National pour la Recherche Scientifique et Technique (CNRST).
- **Formation et transfert de compétences** : Le centre joue un rôle fondamental dans la formation avancée des étudiants, doctorants et chercheurs. Il propose des programmes de formation, organise des séminaires scientifiques, et encadre des projets multidisciplinaires afin de promouvoir une culture de l’innovation et de l’excellence.

### **7.3 Projets notables et réalisations**

Au fil des années, le CURTS a contribué à plusieurs projets majeurs illustrant son impact dans le développement des capacités spatiales du Maroc. Parmi les réalisations les plus emblématiques :

- **Développement et lancement de nanosatellites** : Le centre a dirigé le développement et la mise en orbite de deux nanosatellites :
  - **UM5-EOSat**, dédié à l’observation de la Terre et à la collecte de données environnementales pour des applications scientifiques (agriculture, gestion des ressources, surveillance des territoires, etc.).
  - **UM5-Ribat**, axé sur les télécommunications spatiales, équipé d’une charge utile SDR (Software Defined Radio) permettant la réception de signaux ADS-B, AIS, et IoT.

Ces projets marquent une étape importante dans l’autonomisation technologique du Maroc dans le domaine spatial et témoignent de la capacité des universités marocaines à participer activement à la dynamique mondiale de l’exploration et de l’utilisation pacifique de l’espace.

## **Rôle du CURTS dans l'industrie spatiale marocaine**

Le CURTS joue un rôle déterminant dans le développement de l'industrie spatiale au Maroc. En plus de renforcer les capacités technologiques et scientifiques nationales, il soutient les initiatives publiques visant à positionner le pays comme un acteur crédible dans le secteur spatial. Par sa participation à des programmes de coopération régionale et internationale, le centre contribue activement aux efforts de diplomatie scientifique et au rayonnement du Maroc sur la scène spatiale. À travers ses actions de recherche, de formation et d'innovation, le CURTS permet à des ingénieurs marocains d'intégrer des projets spatiaux de grande envergure, et participe ainsi à l'émergence d'un écosystème spatial national compétitif et durable.

## **8 État de l'art des chambres à vide thermique pour les essais des petits satellites**

### **8.1 Introduction générale**

Les chambres à vide thermique (TVAC – Thermal Vacuum Chambers) sont des dispositifs essentiels pour reproduire, sur Terre, les conditions extrêmes de l'environnement spatial : vide poussé, variations thermiques importantes, absence de convection et exposition aux cycles thermiques rapides. Ces installations permettent de qualifier les sous-systèmes et satellites entiers avant leur lancement, en validant leur performance et leur fiabilité.

Pour les petits satellites et CubeSats, l'usage de chambres à vide thermique est devenu incontournable, car il garantit que les systèmes résisteront aux contraintes thermiques et au vide spatial rencontrés en orbite basse (LEO) ou au-delà.

### **8.2 Historique**

Les premières chambres à vide thermique sont apparues dans les années 1950, au début de l'ère spatiale, pour tester les premiers satellites militaires et scientifiques. Les grandes installations, comme celles de la NASA (Space Power Facility, Ohio) ou de l'ESA (ESTEC, Pays-Bas), étaient initialement dimensionnées pour des engins spatiaux de plusieurs tonnes.

Avec l'essor des nanosatellites à partir des années 2000, la nécessité de chambres à vide thermique de plus petite taille, plus modulaires et moins coûteuses, s'est imposée. Des modèles compacts, capables de simuler à la fois le vide spatial ( $< 10^{-5}$  mbar) et les cycles thermiques entre environ  $-100$  °C et  $+150$  °C, sont désormais disponibles pour les universités, les startups et les centres de recherche.

### **8.3 Normes et bonnes pratiques**

Les tests TVAC et les essais d'outgassing suivent des standards internationaux (ECSS, ISO, NASA) qui définissent les procédures, critères de stabilisation, taux de montée/descente, critères d'acceptation et protocoles d'instrumentation. Pour un programme universitaire ou national, s'appuyer sur ECSS (thermal testing, outgassing) et sur les guides NASA/JSC est la base pour rendre les résultats exploitables par l'industrie et les agences.

### **8.4 Composants et architecture d'une chambre à vide thermique adaptée aux petits satellites**

Pour les essais de CubeSats (jusqu'à 3U), il n'est pas nécessaire de recourir à des installations de grande taille telles que celles utilisées par les agences spatiales, mais il convient de privilégier une architecture compacte, robuste et fiable, conforme aux standards de l'industrie.

#### **8.4.1 Cuve et shroud thermique**

La cuve est généralement réalisée en acier inoxydable ou en aluminium. Elle contient un shroud intérieur chauffant/refroidissant qui sert de surface rayonnante pour contrôler la température du dispositif testé (Device Under Test – DUT). Le shroud froid est souvent

parcouru par de l'azote liquide (LN) afin d'atteindre les températures basses requises. Ce composant joue également un rôle de cryopompe principal pour piéger la vapeur d'eau.

#### **8.4.2 Système de pompage**

Le pompage s'effectue en plusieurs étapes :

- Une pompe mécanique (roughing pump) permet de passer de la pression atmosphérique à un vide primaire.
- Une pompe turbomoléculaire, associée à une pompe d'appoint (backing pump), permet d'atteindre le haut vide ( $\downarrow$ 10 à 10 mbar selon les besoins).
- Une cryopompe, un shroud LN ou des cryotrapes peuvent être ajoutés pour piéger la vapeur d'eau et réduire la contamination, en particulier pour des essais de longue durée. Les solutions industrielles combinent souvent turbopompe et cryopompe, ou encore pompes ioniques pour le très haut vide.

#### **8.4.3 Systèmes de chauffage**

Le chauffage peut être assuré par des plaques chauffantes, des radiateurs résistifs ou des sources radiantes (lampes). Le système doit permettre des variations rapides ainsi que des paliers stables. Les éléments chauffants sont généralement installés sur le shroud ou sur des supports internes.

#### **8.4.4 Gestion de la contamination et du dégazage (outgassing)**

Pour limiter les risques de contamination, des procédures de dégazage (bake-out), de purge et l'utilisation de pièges froids à LN sont appliquées, conformément aux standards ECSS et NASA. Le dégazage incontrôlé peut en effet dégrader les performances des instruments optiques et des charges utiles sensibles.

#### **8.4.5 Instrumentation et contrôle**

La surveillance et le contrôle reposent sur :

- Des capteurs de pression (vacuum gauges de différents types).
- Des thermocouples multipoints.
- Des contrôleur PID.
- Des systèmes d'acquisition synchronisée.

Des interfaces logicielles permettent de programmer et suivre les profils thermiques. Les critères de stabilisation, par exemple une variation inférieure à 1 °C/h, sont définis par les normes applicables.

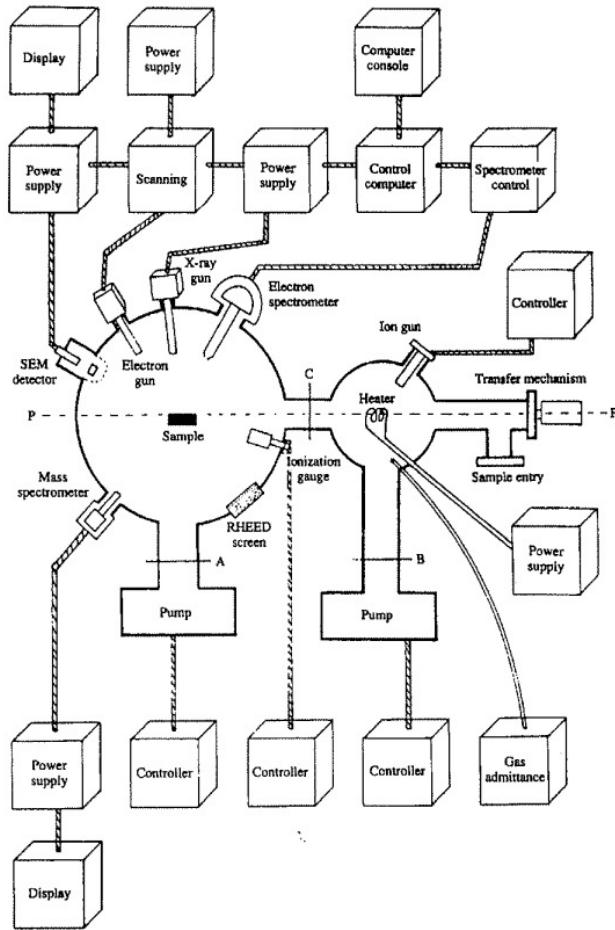


FIGURE 7 – Différents déployeurs P-PODs

## 8.5 Types d'essais réalisés en TVAC

- **Thermal cycling / TVAC cycling** : montées et descentes répétées pour simuler l’alternance jour/nuit orbitale.
- **Thermal balance** : déterminer la distribution thermique réelle et ajuster le modèle thermique.
- **Outgassing / TML, CVCM** : mesurer la masse et la contamination volatiles des matériaux.
- **Bake-out** : dégazage contrôlé avant test pour réduire condensation et contamination.

## 8.6 Architectures courantes pour petits satellites

1. **Système compact clé-en-main** : petites cuves cubiques ou cylindriques, turbo + backing pump, shroud LN<sub>2</sub> en option, panneaux chauffants. Idéal pour laboratoires universitaires.
2. **Système intermédiaire haute performance** : plus grand volume, turbo + cryo-pump + LN<sub>2</sub> shroud, bancs chauffants puissants. Demande logistique LN<sub>2</sub>.
3. **Installation lourde (centre d’essais)** : grandes cuves, systèmes industriels, cryogenic coldboxes — réservé aux grandes agences.

## 8.7 Limites, risques et tendances

- **Contamination et dégazage** : principaux risques, nécessitant LN<sub>2</sub> shrouds et bake-out (Bake-out : Procédure consistant à chauffer un équipement ou un ensemble de composants sous vide, avant les essais principaux, afin d'accélérer et d'éliminer le dégazage des matériaux. Le bake-out réduit la quantité de contaminants volatils qui pourraient se déposer sur les surfaces sensibles lors des tests. Cette étape se fait généralement à une température inférieure à la limite de résistance thermique des composants, tout en maintenant un vide poussé, et peut durer de plusieurs heures à plusieurs jours selon les normes (ECSS, NASA, etc.)).  
Contamination (en essais spatiaux) : Ensemble des dépôts ou particules indésirables qui se fixent sur les surfaces d'un satellite ou d'un équipement lors de la fabrication, du stockage ou des essais. Ces dépôts peuvent être solides (poussières, particules métalliques) ou moléculaires (résidus organiques, huiles, solvants). En environnement spatial, même une fine couche peut altérer les performances optiques, thermiques ou électriques d'un système.  
Dégazage (outgassing) : Phénomène par lequel des matériaux libèrent des gaz ou des vapeurs lorsqu'ils sont soumis au vide, à la chaleur, ou aux deux. Ce dégazage peut provenir de l'humidité absorbée, de solvants résiduels ou de composés chimiques volatils présents dans le matériau. Dans une chambre à vide thermique, le dégazage est surveillé car ces gaz peuvent se condenser sur des zones froides (cryosurfaces) et contaminer des éléments sensibles comme des capteurs ou optiques.
- **Coût et maintenance** : pompe turbo et électronique demandent entretien régulier ; LN<sub>2</sub> impose une logistique spécifique.
- **Tendances** : solutions modulaires pour smallsats, automatisation, réduction consommation LN<sub>2</sub>, miniaturisation des systèmes de contrôle.

# Chapitre 2

## Analyse fonctionnelle

---

### 1 INTRODUCTION

Depuis quelques années, on observe une tendance croissante dans le secteur de la recherche en sciences spatiales et dans l'enseignement à développer des petits satellites. Leur développement représente une solution très rentable pour les expériences scientifiques, tout en constituant une plateforme à faible risque pour les missions spatiales. Le tableau 1 ci-dessous présente la classification des satellites selon leur masse.

article [utf8]inputenc [T1]fontenc [french]babel geometry multirow graphicx array margin=2.5cm

TABLE 2 – Classification of Satellite by Mass.<sup>1</sup>

| Class                        | Mass (kg) |                  |
|------------------------------|-----------|------------------|
| Conventional Large Satellite | >1000     |                  |
| Conventional Satellite       | 500–1000  |                  |
| Minisatellite                | 100–500   |                  |
| Microsatellite               | 10–100    | Small Satellites |
| Nanosatellite                | 1–10      |                  |
| Picosatellite                | <1        |                  |

Les petites classes de satellites sont développées pour des missions spécifiques (sciences spatiales, communications, validation de technologies, observation de la Terre, applications militaires, etc.).

Pour démarrer la phase opérationnelle, elles doivent également respecter toutes les étapes classiques du cycle de vie des produits spatiaux : faisabilité, conception, conception détaillée, fabrication, intégration et tests. Lors des phases d'intégration et de test, le satellite est assemblé, intégré et testé. La figure 1 illustre les activités typiques qui composent l'assemblage, l'intégration et les tests des satellites.

L'exécution du programme de tests nécessite l'utilisation de divers moyens : banc de test vibratoire, banc de test acoustique, banc de test des propriétés de masse, chambre à vide thermique, banc de compatibilité électromagnétique (CEM), banc de test magnétique, etc.

Lors des essais environnementaux des petits satellites, qui font partie du processus AIT,

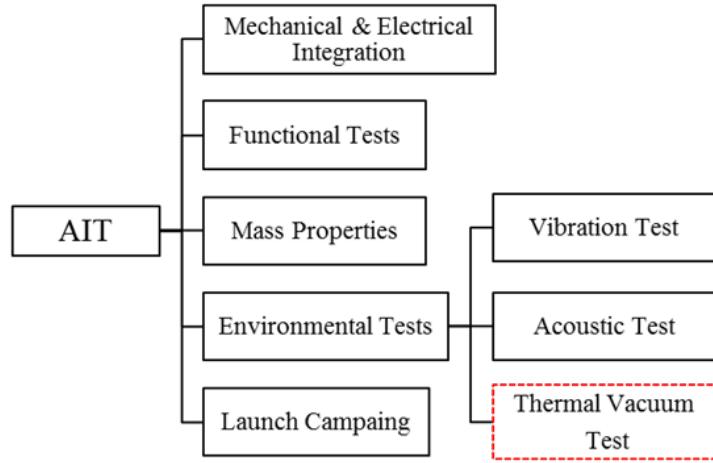


FIGURE 8 – Activities in the AIT process.

les systèmes de simulation de l'environnement spatial jouent un rôle clé dans la qualification des différents modèles du satellite (modèle d'ingénierie, modèle de qualification et modèle de vol).

La conception d'une chambre à vide destinée aux tests des CubeSats nécessite une approche rigoureuse, intégrant une **analyse fonctionnelle** afin d'identifier les besoins techniques, scientifiques et opérationnels. Cette étape permet de définir les fonctions principales (création du vide thermique et de pression, maintien des conditions orbitales, sécurité des équipements) ainsi que les contraintes (gammes de pressions, températures, compatibilité matériau, normes spatiales).

L'analyse fonctionnelle adopte une vision système, facilitant le choix des composants (pompes, enceintes, capteurs, contrôle thermique) et leur intégration cohérente. L'objectif est d'assurer une simulation réaliste des conditions orbitales, fiable, reproductible et conforme aux exigences de validation des petits satellites, tout en optimisant les coûts, la maintenance, et la sécurité du personnel.

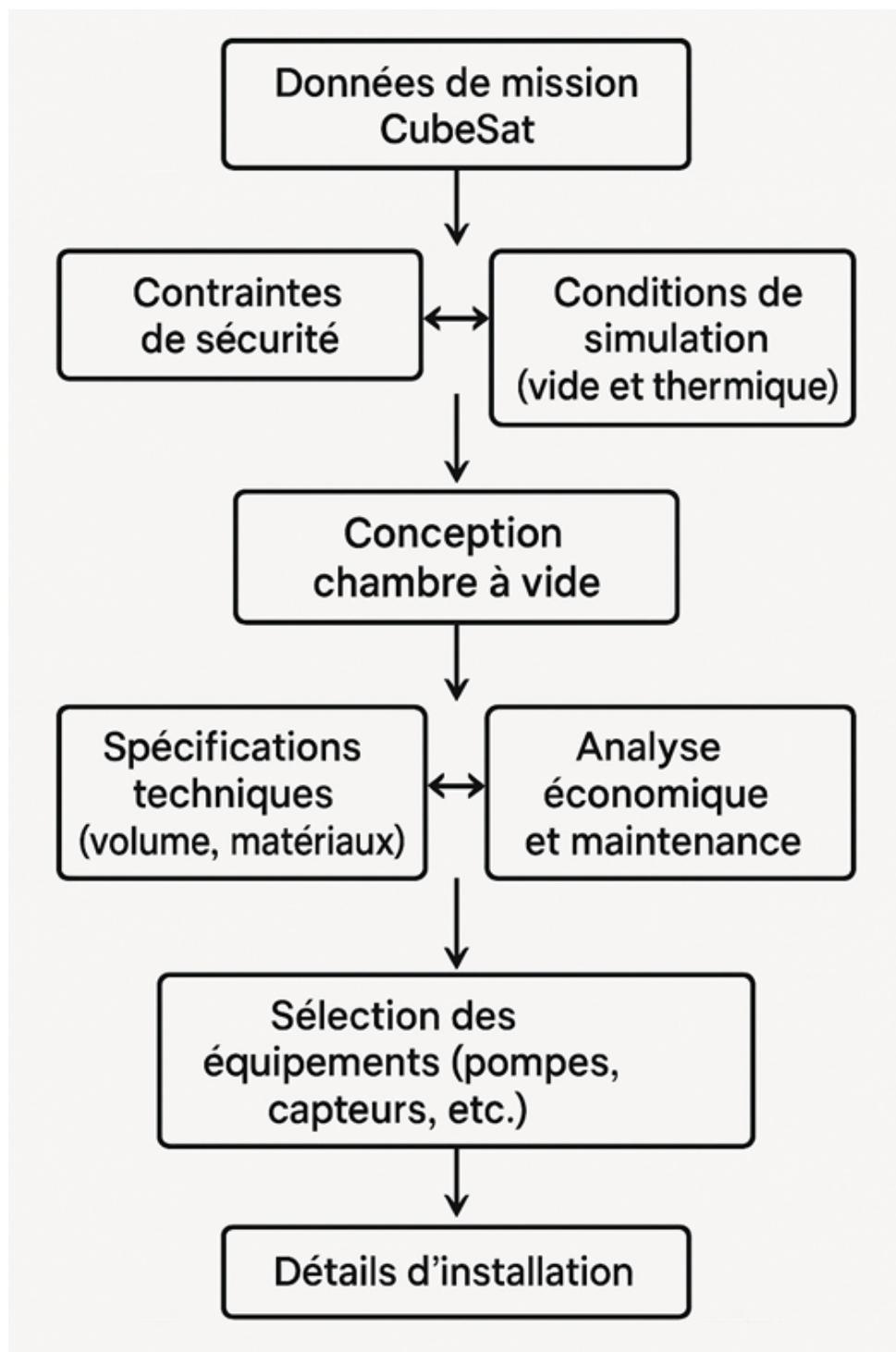


FIGURE 9 – Différents déployeurs P-PODs

## 2 Analyse du besoin

**Saisie du besoin :** La chambre à vide thermique à concevoir a pour objectif de reproduire de manière fiable et contrôlée l'environnement spatial afin de permettre la qualification en conditions réelles des petits satellites (Picosatellites, CubeSats, Nanosatellites, Microsatellites). Elle jouera un rôle central dans le processus AIT (Assemblage, Intégration et Tests), garantissant que chaque modèle — ingénierie, qualification ou vol — est conforme aux exigences de performance et de fiabilité avant lancement.

La chambre devra être capable de générer un vide poussé, compris entre  $10^{-3}$  mbar et  $10^{-7}$  mbar, en moins d'une heure. Elle devra également simuler les conditions thermiques extrêmes rencontrées en orbite basse, avec des températures allant de -173°C à +127°C, tout en assurant une stabilité thermique et une mesure précise de la température et de la pression en temps réel. Le vide devra être exempt d'hydrocarbures et compatible avec les composants sensibles embarqués.

Des interfaces de communication devront permettre l'échange de données entre le satellite testé et l'extérieur pendant la simulation, avec des systèmes de visualisation interne pour le suivi en temps réel. Le contrôle de la chambre devra être automatisé et supervisé via un système intuitif.

Les conditions de fonctionnement imposent également des contraintes sur les matériaux utilisés : ils devront conserver leurs propriétés mécaniques sous vide, résister aux chocs thermiques et à la radiation, avoir un faible taux de dégazage, être imperméables aux gaz et compatibles avec une installation en salle propre.

Enfin, la chambre devra être conçue pour fonctionner de manière robuste et durable sur une période de plus de 15 ans, avec une maintenance réduite et une rigidité structurelle élevée. Ce besoin s'inscrit dans une volonté d'autonomisation des tests environnementaux au sein du centre, et dans une logique de montée en compétence et de maîtrise locale des essais spatiaux.

## 3 Énoncé du Besoin (Bête à Corne)

### 1. Question : À qui rend-elle service ?

À l'équipe de qualification et de validation des CubeSats : en leur fournissant un environnement simulé (vide + températures extrêmes) pour tester et valider les performances des satellites avant lancement.

### 2. Question : Sur quoi agit-elle ?

Elle agit sur le modèle du satellite à tester : en soumettant le satellite à des conditions réalistes de vide spatial et de températures extrêmes.

### 3. Question : Dans quel but ?

Pour garantir la conformité, la fiabilité et la résistance du satellite en orbite : et permettre son lancement en réduisant les risques de défaillance.

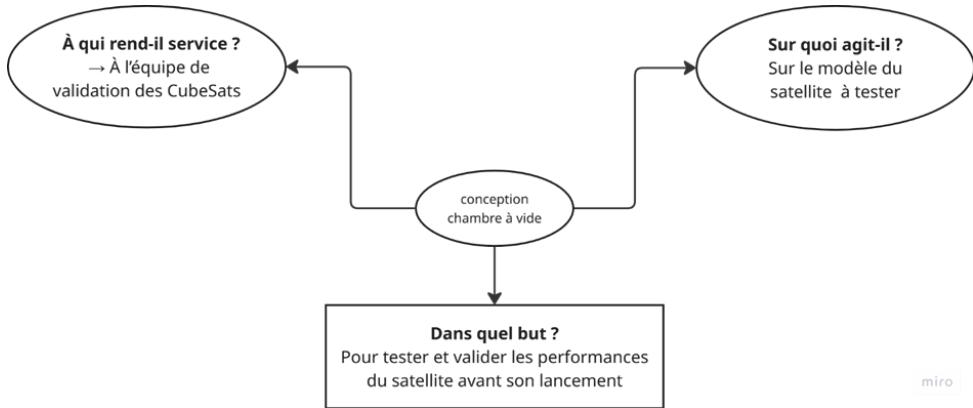


FIGURE 10 – (Bête à Corne

## 4 Validation du Besoin

La validation du besoin repose sur une analyse approfondie de sa pertinence actuelle, de sa durabilité dans le temps, et des risques potentiels liés à son évolution. Le développement d'une chambre à vide thermique dédiée aux tests environnementaux des CubeSats répond à une nécessité stratégique : maîtriser localement les étapes de validation spatiale dans un contexte de montée en puissance des programmes de nanosatellites et de souveraineté technologique.

Plusieurs éléments confirment la légitimité de ce besoin. D'une part, la croissance continue du secteur des petits satellites (missions scientifiques, technologiques, militaires, éducatives) impose des capacités de test rapides, fiables et autonomes. D'autre part, cette infrastructure s'inscrit dans une dynamique de renforcement des capacités nationales en ingénierie spatiale, alignée avec les ambitions stratégiques du Maroc en matière de nouvelles technologies et d'innovation.

L'évolution du besoin à moyen et long terme est également à anticiper. L'augmentation du volume de missions CubeSats, l'introduction de nouvelles technologies embarquées (payloads sensibles, IoT spatial, capteurs hyperspectraux), ou encore le renforcement des exigences internationales de qualification (ESA, NASA, ISO) pourraient imposer une montée en gamme des capacités de la chambre (meilleure précision thermique, vide plus poussé, automatisation accrue, compatibilité avec tests d'interférence électromagnétique ou de rayonnement).

Cependant, certains risques doivent être pris en compte : l'évolution rapide des technologies de test (tests virtuels, bancs modulaires), les coûts d'exploitation et de maintenance (consommables, pompes, étalonnages), ainsi que la dépendance aux fournisseurs de composants spécifiques (vannes, capteurs, matériaux sous vide) peuvent affecter la stabilité opérationnelle du système.

De plus, la pérennité du besoin dépendra en partie de la mise en place d'un écosystème d'utilisation : fréquence des campagnes de test, accès partagé entre institutions, partenariats académiques et industriels. Une sous-utilisation risquerait de remettre en question la rentabilité globale du projet.

Cette analyse confirme donc que le besoin est pertinent, structurant et aligné avec les objectifs de montée en compétence nationale dans le domaine spatial. Toutefois, pour garantir sa viabilité dans un environnement technologique en évolution rapide, la chambre devra être conçue comme un système flexible et évolutif, avec des marges de montée en performance intégrées dès la phase de conception.

## 5 Analyse Fonctionnelle Externe

L'analyse fonctionnelle externe de la chambre à vide thermique examine ses interactions avec l'environnement humain, technique et matériel à travers trois situations de vie distinctes : l'installation initiale, le fonctionnement en test, et les opérations de maintenance. Cette approche permet d'identifier les fonctions de service spécifiques et les contraintes associées à chaque étape du cycle de vie de l'équipement.

- **Phase d'installation :** Les interactions concernent principalement les techniciens de montage et les spécialistes du vide. Il s'agit de garantir une intégration correcte dans l'environnement du laboratoire (connexion aux réseaux électriques, pompes, système de supervision), tout en respectant les normes de salle propre, les règles de sécurité et les contraintes d'encombrement. Des précautions doivent aussi être prises pour la mise en place des matériaux sensibles au dégazage.
- **Phase de fonctionnement normal (tests) :** Lors des campagnes de qualification, la chambre interagit avec le modèle de satellite, les opérateurs de test, et les systèmes de mesure/contrôle. Elle doit maintenir des conditions stables de vide poussé et de température extrême, tout en assurant une communication avec le satellite testé (télémétrie, alimentation, acquisition). Cette phase implique une forte contrainte de précision, fiabilité et sécurité, en particulier lors des cycles thermiques prolongés.
- **Phase de maintenance :** Les interactions sont focalisées sur les techniciens de maintenance, les fournisseurs de pièces (pompes, joints, capteurs), et les systèmes de surveillance. La chambre doit permettre un accès aisément aux composants critiques, une surveillance continue de l'état de fonctionnement (capteurs de fuite, alarmes), et des interventions minimisant l'arrêt de service. Des procédures spécifiques sont requises pour le nettoyage en salle propre et la remise sous vide après intervention.

En distinguant clairement ces trois états d'usage, cette analyse permet de faire émerger des besoins fonctionnels différenciés selon le contexte d'utilisation, tout en assurant la cohérence globale du système sur l'ensemble de son cycle de vie. [12pt,a4paper]report [utf8]inputenc [T1]fontenc [french]babel lmodern enumitem

### 5.1 Diagrammes pieuvre :

#### Phase d'installation

Pour recenser les différentes fonctions de service entrant en jeu dans notre système pendant le fonctionnement normal, on a recours à utiliser le diagramme pieuvre suivant

| Code | Fonction   |
|------|--|
| FP   | Permettre l'installation fonctionnelle et sécurisée de la chambre à vide |
| FC1  | Respecter les normes de sécurité (vide, pression, électrique)            |
| FC2  | Être compatible avec l'environnement de la salle propre                  |
| FC3  | Être transportable et installable avec les moyens disponibles            |
| FC4  | S'intégrer aux infrastructures existantes (réseaux, espace, structure)   |
| FC5  | Être conforme aux réglementations en vigueur                             |
| FC6  | Fournir une documentation claire pour l'installation                     |

FIGURE 11 – Listes des fonctions

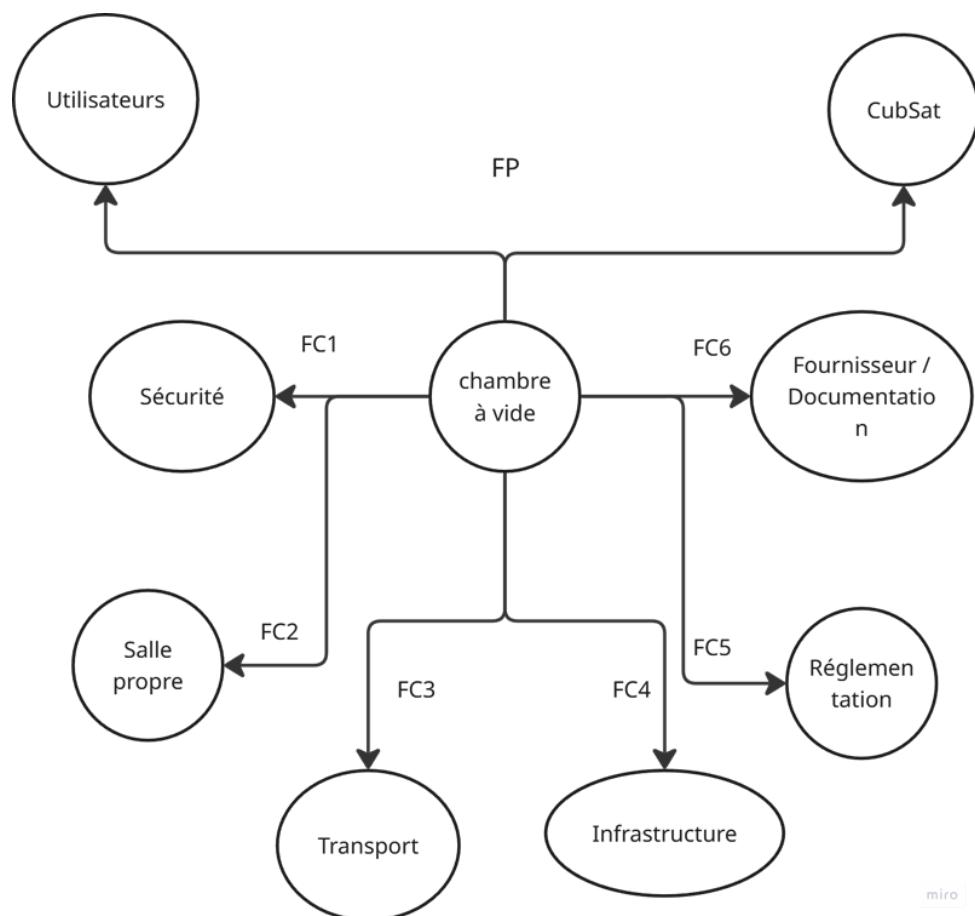


FIGURE 12 – Piuvre phase d'installation

## Phase de fonctionnement normale (tests)

| Code       | Fonction  |
|------------|---|
| <b>FP</b>  | Permettre la simulation des conditions spatiales sur un satellite |
| <b>FC1</b> | Atteindre un vide et des températures extrêmes de manière stable  |
| <b>FC2</b> | Assurer la sécurité des opérateurs et du matériel                 |
| <b>FC3</b> | Garantir la compatibilité avec les <u>CubeSats</u> testés         |
| <b>FC4</b> | Permettre l'acquisition de données en temps réel                  |
| <b>FC5</b> | Assurer une communication fiable avec l'objet testé               |
| <b>FC6</b> | Assurer une reproductibilité des conditions d'essai               |

FIGURE 13 – Listes des fonctions

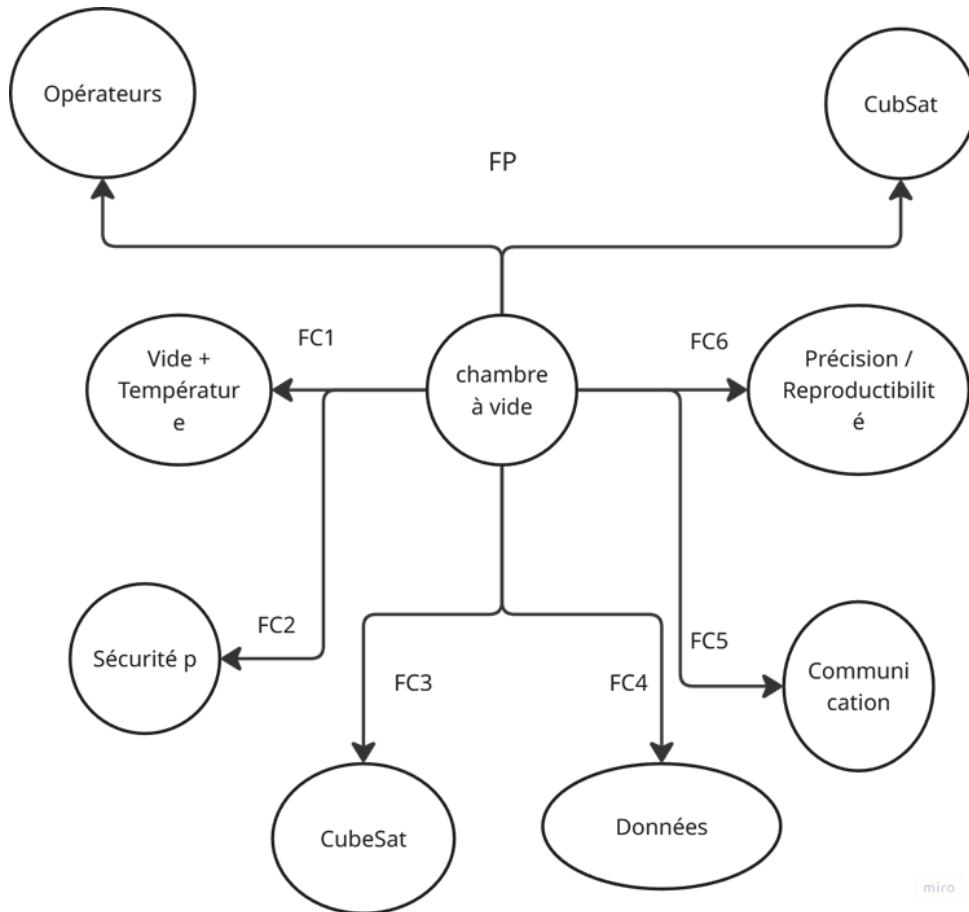


FIGURE 14 – Pieuvre Phase de fonctionnement normale

Phase de maintenance :

| Code       | Fonction  |
|------------|---|
| <b>FP</b>  | Permettre une maintenance efficace de la chambre à vide           |
| <b>FC1</b> | Être facilement démontable et accessible                          |
| <b>FC2</b> | Avoir des composants standards facilement remplaçables            |
| <b>FC3</b> | Ne pas nécessiter de recalibrage lourd après chaque intervention  |
| <b>FC4</b> | Être nettoyable sans compromettre la salle propre                 |
| <b>FC5</b> | Fournir des alertes et diagnostics d'état en temps réel           |
| <b>FC6</b> | Respecter les contraintes de disponibilité et de planning de test |

FIGURE 15 – Listes des fonctions

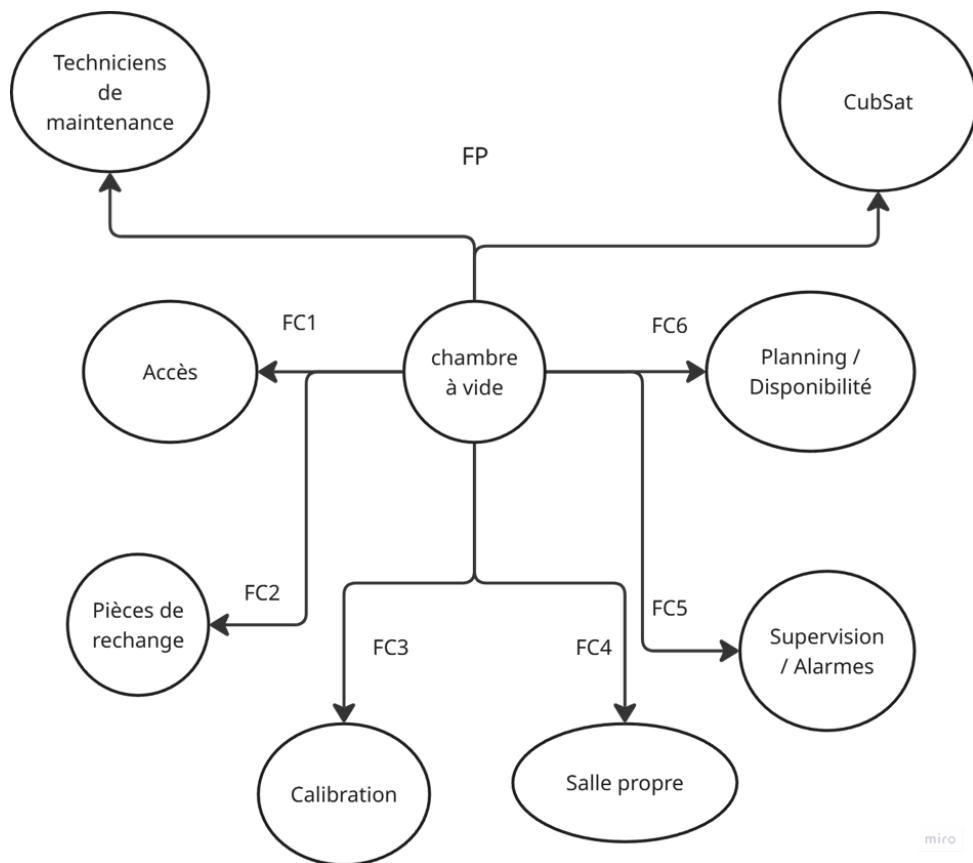


FIGURE 16 – Piuvre Phase de maintenance

## 6 Analyse Fonctionnelle Interne

L'analyse fonctionnelle interne de la chambre à vide thermique vise à décrire de manière structurée et exhaustive l'architecture technique et les mécanismes internes nécessaires pour satisfaire les exigences identifiées lors de l'analyse externe. À l'aide de deux outils – le diagramme SADT pour structurer hiérarchiquement les activités, et le diagramme FAST pour représenter l'enchaînement logique des fonctions – cette analyse permettra de spécifier comment la chambre simule fidèlement les conditions orbitales : génération du vide, cycles thermiques, contrôle, sécurité et supervision.

Cette approche descendante a pour but d'identifier les sous-systèmes clés (pompes, résistances, capteurs, isolation, logiciel de commande), les flux physiques (pression, température) et flux informationnels (données capteurs, retour système), tout en évaluant les solutions techniques les plus adaptées aux niveaux requis de performance, de précision et de sécurité.

Elle garantit ainsi une cohérence complète entre la simulation des conditions spatiales, la fiabilité du processus de test, et le respect des normes de sûreté, de propreté et de compatibilité satellite, nécessaires à une qualification conforme des CubeSats.

## 6.1 Diagramme SADT

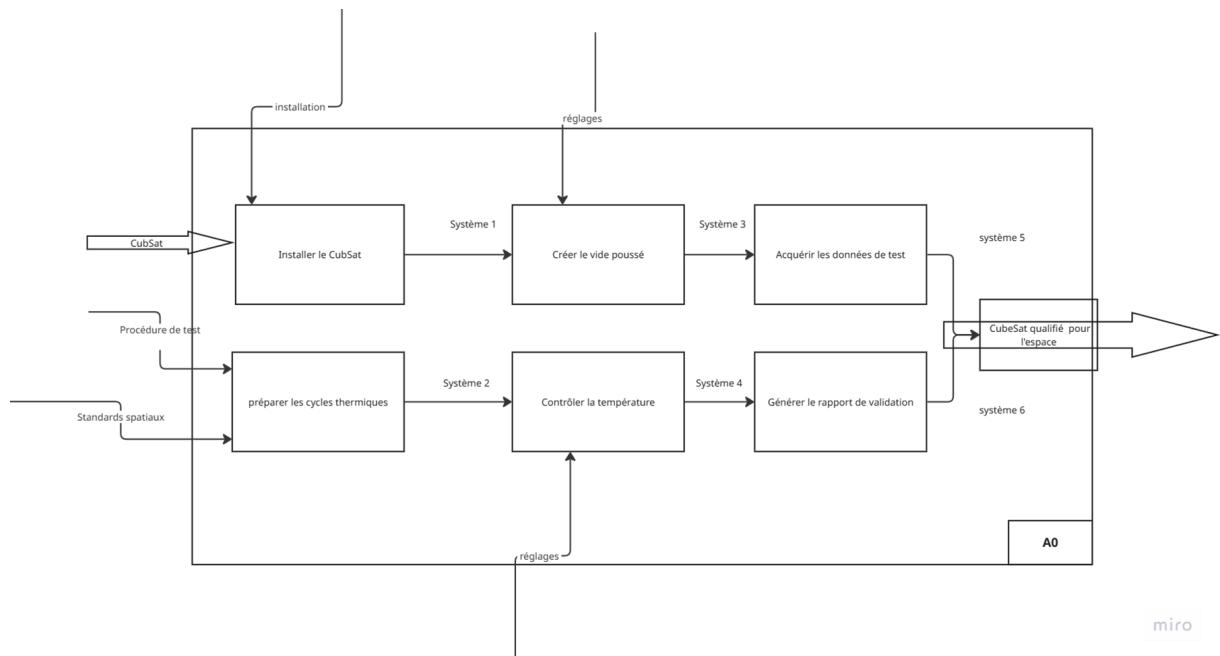


FIGURE 17 - A0

#### Description des systèmes :

## Système 1 - Installer le CubeSat :

### Placement du CubeSat dans la chambre

## Connexion des capteurs de télémétrie

## Vérification de l'étanchéité

## Système 2 - Préparer les cycles thermiques :

## Programmation des profils de température

#### Configuration des séquences de test

Vérification des systèmes de chauffage/refroidissement

**Système 3 - Créer le vide poussé :**

Activation des pompes à vide

Atteinte de la pression spatiale simulée

Maintien du vide pendant les tests

**Système 4 - Contrôler la température :**

Exécution des cycles thermiques

Régulation précise de la température

Simulation des conditions spatiales

**Système 5 - Acquérir les données de test :**

Enregistrement des paramètres environnementaux

Collecte des données de performance du CubeSat

Monitoring en temps réel

**Système 6 - Générer le rapport de validation :**

Analyse des données collectées

Vérification de la conformité aux standards

Production du certificat de qualification

## 6.2 Diagramme FAST

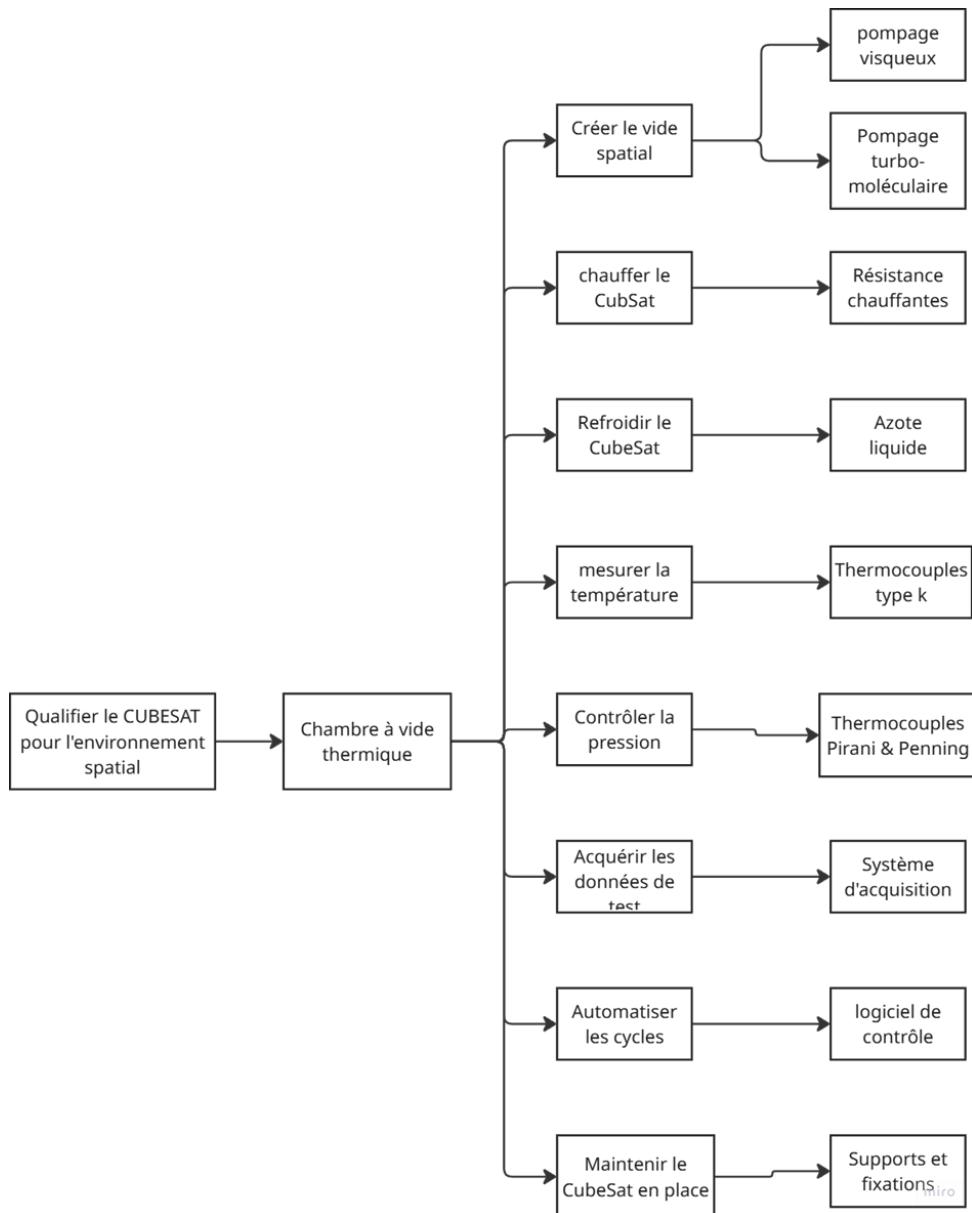


FIGURE 18 – Diagramme FAST

## 7 Cahier de charges

| Catégorie         | Paramètre                   | Spécification                        | Norme/Référence         | Tolérance/Notes                            |
|-------------------|-----------------------------|--------------------------------------|-------------------------|--|
| <b>DIMENSIONS</b> | <b>Volume utile</b>         | <b>40 x 40 x 50 cm</b>               | <b>ISO 17770:2017</b>   | <b>CubeSat 3U:<br/>10x10x30<br/>cm</b>     |
|                   | <b>Matériau chambre</b>     | <b>Acier inoxydable 316L</b>         | <b>ECSS-Q-ST-70-02C</b> | <b>Faible dégazage</b>                     |
|                   | <b>Ouverture principale</b> | <b>Bride Ø ≥ 300 mm</b>              | <b>ISO 3669</b>         | <b>Joint torique</b>                       |
|                   |                             | <b>2 x DN100</b>                     | <b>ISO 5167</b>         | <b>Verre borosilicate</b>                  |
|                   | <b>Finition surface</b>     | <b>Ra ≤ 0,8 µm</b>                   | <b>ISO 4287</b>         | <b>Nettoyage facilité</b>                  |
| <b>VIDE</b>       | <b>Vide primaire</b>        | <b>10<sup>-5</sup> mbar</b>          | <b>ISO 3529-1</b>       | <b>Niveau minimum</b>                      |
|                   | <b>Vide secondaire</b>      | <b>10<sup>-6</sup> mbar</b>          | <b>ECSS-Q-ST-70-04C</b> | <b>10<sup>-7</sup> mbar</b>                |
|                   | <b>Temps de pompage</b>     | <b>&lt; 2 heures</b>                 | <b>NASA-STD-6016</b>    | <b>Pour atteindre 10<sup>-6</sup> mbar</b> |
|                   | <b>Pompe primaire</b>       | <b>Palettes ≥ 40 m<sup>3</sup>/h</b> | <b>ISO 21360-1</b>      | <b>Débit nominal</b>                       |
|                   | <b>Pompe secondaire</b>     | <b>Turbo ≥ 300 l/s</b>               | <b>ISO 21360-2</b>      | <b>Ou pompe ionique</b>                    |
|                   | <b>Taux de fuite</b>        | <b>&lt; 10<sup>-8</sup> mbar.l/s</b> | <b>ISO 3530</b>         | <b>Test hélium</b>                         |
|                   | <b>Dégazage matériaux</b>   | <b>TML ≤ 1%, CVCM ≤ 0,1%</b>         | <b>ECSS-Q-ST-70-02C</b> | <b>Matériaux qualifiés</b>                 |
| <b>THERMIQUE</b>  | <b>Plage température</b>    | <b>-40°C à +85°C</b>                 | <b>ECSS-Q-ST-70-04C</b> | <b>Cycles thermiques</b>                   |
|                   | <b>Gradient thermique</b>   | <b>&lt; 5°C/min</b>                  | <b>NASA-STD-6016</b>    | <b>Montée/descente</b>                     |
|                   | <b>Uniformité</b>           | <b>± 2°C</b>                         | <b>IEC 60068-2-1</b>    | <b>Dans volume utile</b>                   |
|                   | <b>Stabilité</b>            | <b>± 0,5°C</b>                       | <b>IEC 60068-2-2</b>    | <b>Régime permanent</b>                    |
|                   | <b>Cycles thermiques</b>    | <b>10 cycles min</b>                 | <b>ECSS-Q-ST-70-04C</b> | <b>Qualification</b>                       |
|                   | <b>Refroidissement</b>      | <b>Azote liquide/Peltier</b>         | <b>ECSS-E-ST-31C</b>    | <b>Avec écrans MLI</b>                     |
|                   | <b>Capteurs</b>             | <b>PT100 Classe A</b>                | <b>IEC 60751</b>        | <b>Minimum 6 points</b>                    |
|                   | <b>Isolation thermique</b>  | <b>Multicouches (MLI)</b>            | <b>ECSS-Q-ST-70-26C</b> | <b>Faible émissivité</b>                   |
| <b>ÉLECTRIQUE</b> | <b>Connecteurs</b>          | <b>50 broches min</b>                | <b>MIL-DTL-38999</b>    | <b>Passages étanches</b>                   |
|                   | <b>Tensions</b>             | <b>3,3V, 5V, 12V, 24V</b>            | <b>IEC 60950-1</b>      | <b>Isolation galvanique</b>                |

FIGURE 19 – Cahier de charge

|                        | <i>Communication</i>         | <i>RS-232/485, CAN, I2C</i>                  | <i>ISO 11898</i>       | <i>Lignes différentielles</i>                      |
|------------------------|------------------------------|--|------------------------|--|
|                        | <i>Puissance max</i>         | <i>10A</i>                                   | <i>IEC 60204-1</i>     | <i>Passage haute intensité</i>                     |
| <b> </b>               |                              |  |                        |  |
| <b>Catégorie</b>       | <b>Paramètre</b>             | <b>Spécification</b>                         | <b>Norme/Référence</b> | <b>Tolérance/Notes</b>                             |
|                        | <i>Acquisition</i>           | <i>16 voies min</i>                          | <i>IEC 61131-2</i>     | <i>1 Hz à 1 kHz</i>                                |
|                        | <i>CEM</i>                   | <i>Classe A</i>                              | <i>IEC 61326-1</i>     | <i>Compatibilité</i>                               |
| <b>SÉCURITÉ</b>        | <i>Verrouillage sécurité</i> | <i>Impossible <del>ouv.</del>, sous vide</i> | <i>ISO 12100</i>       | <i>Sécurité personnel</i>                          |
|                        | <i>Arrêt d'urgence</i>       | <i>Bouton accessible</i>                     | <i>IEC 60204-1</i>     | <i>Catégorie 0</i>                                 |
|                        | <i>Surpression</i>           | <i>Souape 1,5 bar</i>                        | <i>EN 764-7</i>        | <i>Protection équipement</i>                       |
|                        | <i>Remise à l'air</i>        | <i>Contrôlée avec filtre</i>                 | <i>ISO 8573-1</i>      | <i>Débit régulé</i>                                |
|                        | <i>Signalisation</i>         | <i>Visuelle et sonore</i>                    | <i>IEC 60073</i>       | <i>États de fonctionnement</i>                     |
|                        | <i>Protection IP</i>         | <i>IP54 minimum</i>                          | <i>IEC 60529</i>       | <i>Environnement labo</i>                          |
| <b>INSTRUMENTATION</b> | <i>Jauge vide</i>            | <i><del>Pirani</del> + Cathode froide</i>    | <i>ISO 27893</i>       | <i>Plage 10<sup>-2</sup> à 10<sup>5</sup> mbar</i> |
|                        | <i>Contrôleur</i>            | <i>Système automatique</i>                   | <i>IEC 61131-3</i>     | <i>Affichage digital</i>                           |
|                        | <i>Interface</i>             | <i>Ethernet/USB 3.0</i>                      | <i>IEEE 802.3</i>      | <i>Acquisition données</i>                         |
|                        | <i>Étalonnage</i>            | <i>Tracé COFRAC/NIST</i>                     | <i>ISO 17025</i>       | <i>Annuel</i>                                      |
|                        | <i>Précision mesure</i>      | <i>± 5% lecture</i>                          | <i>ISO 3529-3</i>      | <i>Jauge calibrées</i>                             |

FIGURE 20 – Suite cahier de charge

| <b>Organisme</b>            | <b>Domaine</b>    | <b>Accréditation</b>  | <b>Portée</b>                          |
|-----------------------------|-------------------|-----------------------|--|
| <b>COFRAC</b>               | <i>Étalonnage</i> | <i>ISO 17025</i>      | <i>Température, pression, vide</i>     |
| <b>APAVE/BUREAU VERITAS</b> | <i>Sécurité</i>   | <i>EN 764-7</i>       | <i>Équipements sous pression</i>       |
| <b>CNES</b>                 | <i>Spatial</i>    | <i>ECSS Standards</i> | <i>Qualification spatiale</i>          |
| <b>TÜV</b>                  | <i>CEM</i>        | <i>IEC 61326-1</i>    | <i>Compatibilité électromagnétique</i> |
| <b>AFNOR</b>                | <i>QUALITE</i>    | <i>ISO 9001</i>       | <i>Management qualité</i>              |

FIGURE 21 – Organisme de certification et accréditation

| Critère         | Seuil                              | Norme de référence      | Méthode de validation            |
|-----------------|------------------------------------|-------------------------|----------------------------------|
| Vide atteint    | $10^{-6} \text{ mbar}$             | <i>ISO 3529-3</i>       | <i>Mesure jauge étalonnée</i>    |
| Étanchéité      | $< 10^{-8} \text{ mbar.s}$         | <i>ISO 3530</i>         | <i>Test hélium traçable</i>      |
| Plage thermique | -40°C à +85°C                      | <i>ECSS-Q-ST-70-04C</i> | <i>Cycles complets</i>           |
| Uniformité      | $\pm 2^\circ\text{C}$              | <i>IEC 60068-2-1</i>    | <i>Cartographie thermique</i>    |
| Dégazage        | $TML \leq 1\%$ , $CVCM \leq 0,1\%$ | <i>ECSS-Q-ST-70-02C</i> | <i>Tests matériaux</i>           |
| Sécurité        | <i>Toutes fonctions OK</i>         | <i>ISO 12100</i>        | <i>Tests fonctionnels</i>        |
| CEM             | <i>Classe A</i>                    | <i>IEC 61326-1</i>      | <i>Tests d'émission/immunité</i> |
| Traçabilité     | <i>Certificats valides</i>         | <i>ISO 17025</i>        | <i>Étalonnage annuel</i>         |

FIGURE 22 – Critères d'acceptation avec références

## 8 CONCLUSION

L'analyse fonctionnelle menée sur la **chambre thermique à vide** a permis d'identifier clairement les **fonctions de service** et **contraintes techniques** qui encadrent sa conception. Ce travail a conduit à un **cahier des charges** précis, garantissant que le système répondra aux exigences de **performance thermique**, de **tenue au vide** et de **robustesse mécanique**.

Ce document constitue désormais la **base de référence** pour orienter la conception et le choix des solutions techniques. Les étapes suivantes porteront sur :

- Le choix des **pompes** et dispositifs de mise sous vide, assurant une pression conforme aux besoins expérimentaux.
  - La définition des solutions d'**étanchéité** pour garantir la stabilité du vide et la sécurité d'utilisation.
  - Le **dimensionnement des parois** de la chambre en tenant compte des contraintes mécaniques et thermiques.
  - Le calcul et la conception du **serpentin thermique** pour assurer un contrôle précis de la température interne.
- Ainsi, ce **cahier des charges** ne constitue pas une finalité, mais un **point de départ solide** vers la phase de conception détaillée, où chaque choix technique devra traduire fidèlement les exigences fonctionnelles définies.

# Chapitre 3

## Introduction à la Chambre à Vide Thermique

---

### 1 Principe et historique des chambres à vide thermiques

#### 1.1 Origines et concept de vide

L'idée d'extraire l'air d'un espace clos pour y créer un vide remonte à l'Antiquité. Déjà, **Aristote** (384–322 av. J.-C.) affirmait qu'« un vide complet ne pouvait exister dans la nature », ce qui était une croyance dominante pendant des siècles. Ce n'est qu'à la Renaissance que cette vision commença à changer grâce aux expériences pratiques.

Au XVII<sup>e</sup> siècle, **Evangelista Torricelli** (élève de Galilée) réalisa la première expérience démontrant l'existence de la pression atmosphérique. En 1643, il remplit un tube de mercure, le retourna dans un récipient, et observa que le mercure descendait légèrement, laissant un espace vide au sommet : le premier vide expérimental, aujourd'hui connu comme le *vide torricellien*.

**Blaise Pascal**, inspiré par Torricelli, confirma le lien entre pression atmosphérique et altitude en mesurant la hauteur de la colonne de mercure en montagne. Ces travaux ouvrirent la voie au développement des premiers appareils permettant de créer et mesurer un vide.

Pour quantifier ce vide, l'unité **torr** fut introduite, définie comme :

$$1 \text{ torr} = 1 \text{ mmHg}$$

Elle représente la pression exercée par une colonne de mercure de 1 mm de hauteur à 0 °C. Aujourd'hui, le torr est encore utilisé dans l'industrie du vide, bien que le **pascal** (**Pa**) soit l'unité officielle du Système International.

#### 1.2 Évolution vers les chambres à vide thermiques

Avec l'essor de la science expérimentale et de l'industrialisation, la maîtrise du vide est devenue essentielle : lampes à incandescence (**Edison**, fin XIX<sup>e</sup> siècle), tubes électroniques, procédés de métallurgie sous vide, puis recherche spatiale.

Les **chambres à vide thermiques** (TVAC – *Thermal Vacuum Chambers*) sont apparues au milieu du XX<sup>e</sup> siècle, d'abord dans les programmes spatiaux américains et soviétiques, pour simuler les conditions extrêmes de l'espace :

- Pression quasi nulle :  $10^{-6}$  à  $10^{-9}$  mbar
- Fortes variations thermiques : de -150 °C à +150 °C

Ces chambres reproduisent à la fois le vide spatial et les cycles thermiques grâce à un système de parois refroidies ou chauffées, permettant de tester la résistance et le fonctionnement de satellites, sondes et composants embarqués avant leur lancement.

Aujourd’hui, le vide est classé en plusieurs catégories en fonction de la pression résiduelle :

- **Vide faible** : jusqu’à environ 25 torr.
- **Vide moyen** : de 25 torr à  $10^{-3}$  torr.
- **Vide poussé** : de  $10^{-3}$  torr à  $10^{-6}$  torr.
- **Vide extrême** : inférieur à  $10^{-6}$  torr.

### 1.3 Utilisateurs et organismes impliqués

Les principales organisations qui utilisent ou certifient des tests en chambre à vide thermique sont :

- **NASA** (États-Unis) – grands TVAC pour satellites et sondes (centres Johnson et Goddard).
- **ESA** (Agence spatiale européenne) – **ESTEC** (Pays-Bas) dispose de la *Large Space Simulator*.
- **JAXA** (Japon), **Roscosmos** (Russie) et **ISRO** (Inde) ont également leurs propres installations.

Les industriels comme **Airbus Defence and Space**, **Thales Alenia Space**, **Northrop Grumman** ou **Lockheed Martin** possèdent des TVAC internes pour la qualification de leurs systèmes.

### 1.4 Intérêt pour les CubeSats

Les **CubeSats**, mini-satellites standardisés ( $1U = 10 \times 10 \times 10$  cm), connaissent un essor important grâce à leur faible coût et à leur utilisation par les universités, startups et agences spatiales.

Les tests en TVAC pour CubeSats permettent de :

- Vérifier la tenue mécanique et thermique en conditions spatiales.
- Déetecter les problèmes liés au dégazage (*outgassing*) des matériaux.
- Simuler les cycles jour/nuit et le rayonnement thermique de l'espace.

**Exemple** : un CubeSat peut être placé dans une petite TVAC de laboratoire avec une plage thermique allant de  $-50^{\circ}\text{C}$  à  $+85^{\circ}\text{C}$  et une pression inférieure à  $10^{-6}$  mbar, pour reproduire un environnement orbital en **LEO** (*Low Earth Orbit*).

### 1.5 Entreprises fabriquant des TVAC

Plusieurs sociétés se sont spécialisées dans la conception et la vente de chambres à vide thermiques :

- **Thermion Company** – solutions compactes pour CubeSats et petits instruments.
- **Angelantoni Test Technologies** (Italie) – grandes chambres pour applications spatiales et industrielles.
- **Vacuum Process Engineering** (USA) – conception sur mesure pour tests thermiques extrêmes.
- **Etudes Astronomiques et Industrielles (EAI)** (France) – fabrication de TVAC pour laboratoires et industriels.

Ces fabricants proposent des chambres de différentes tailles : depuis des modèles de paillasse pour composants électroniques jusqu'à des simulateurs spatiaux géants pouvant accueillir un satellite complet.

| Nom                  | Prix           | Description   | Photos   |
|----------------------|----------------|---|--|
| Exploravac           | 1,399,303.83Dh | Cube : 61*61*61 cm<br>Thermique : -70 à 225 c<br>Pression : $5*10^{-7}$ torr        |    |
| XO-VAC               | 679,621.04Dh   | Cylindre : 30*10*X (3U)<br>Thermique : -25 à 125 c<br>Pression : $7.5*10^{-8}$ torr |    |
| VOTSCHE (Weistchmik) | 1,578,435.00Dh | Cube : 49*61.02*52.9cm<br>Thermique : -60 à 120c<br>Pression : $7.5*10^{-7}$ torr   |  |
| Dynavac SmallSat TVS | 1,894,122.00Dh | Cube : 50*50*70cm<br>Thermique : -190 à 200c<br>Pression : $7.5*10^{-8}$ torr       |  |

FIGURE 23 – Exemples de TVC dans le marché

Pour la location : 52614.50Dh-84183.20Dh /jour

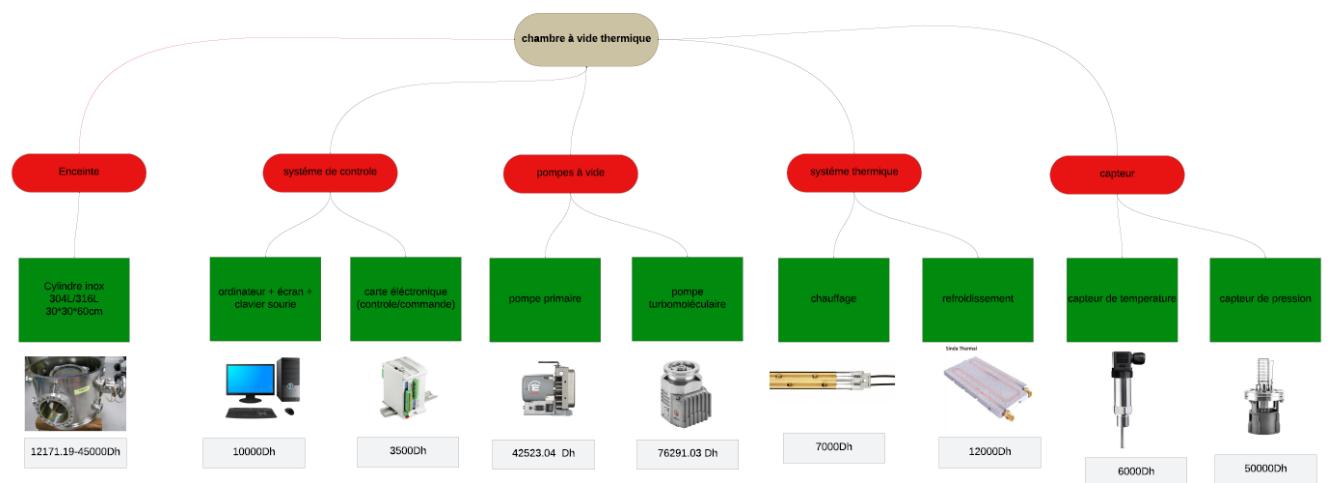


FIGURE 24 – Estimation du prix de la TVC

Dans le cadre de notre projet, la chambre thermique à vide doit reproduire les conditions de pression et de température rencontrées dans l'espace afin de tester la résistance et le comportement des équipements. La conception implique donc :

1. Le choix des pompes pour atteindre et maintenir le niveau de vide requis.
2. L'étanchéité de la chambre pour limiter les fuites et le dégazage.
3. Le dimensionnement des parois pour résister aux contraintes mécaniques liées à la différence de pression.
4. Le serpentin thermique pour réguler la température interne.

L'analyse fonctionnelle que nous avons réalisée a permis d'identifier les fonctions principales et contraintes de la chambre, débouchant sur un cahier des charges précis. Ce dernier servira de base pour les choix techniques et le dimensionnement.

## 2 Phase de pompage

### 2.1 Mise en contexte

Dans une chambre thermique à vide (TVAC), le système de pompage joue un rôle central dans la préparation et le maintien des conditions expérimentales. Il a pour mission d'évacuer l'air contenu dans l'enceinte, de stabiliser la pression pendant les cycles thermiques et d'éliminer les contaminants gazeux résiduels tels que la vapeur d'eau, les hydrocarbures, l'azote, l'oxygène ou l'hydrogène.

Deux défis principaux se présentent dans cette opération : les **fuites** — qu'elles soient réelles ou dues à des volumes piégés communiquant lentement avec le vide (*fuites virtuelles*) — et le **dégazage naturel** des matériaux constituant la chambre et les équipements testés. Pour répondre à ces contraintes, le train de pompage doit être capable de :

- réduire rapidement la pression (*temps de pompage optimisé*),
- fonctionner avec un minimum de contamination (absence ou limitation d'huile),
- atteindre la pression cible, typiquement comprise entre  $10^{-5}$  et  $10^{-7}$  mbar pour des essais sur CubeSat,
- assurer une stabilité de pression même sous variations thermiques importantes, afin d'éviter toute remontée indésirable de pression.

### 2.2 Principe à deux étages

Le pompage dans une TVAC s'effectue généralement en deux étapes distinctes, chacune adaptée à un régime d'écoulement différent du gaz.

#### 2.2.1 Première étape : pompage primaire (*roughing*)

Cette phase initiale consiste à faire passer la pression interne de la chambre du régime atmosphérique ( $\approx 1$  bar) jusqu'à environ  $10^{-1}$  à  $10^{-3}$  mbar. Dans cette plage, l'écoulement est dit **visqueux**, car les molécules de gaz interagissent encore fortement entre elles. Le principe consiste alors à déplacer un volume donné de gaz hors de l'enceinte par action mécanique.

Les pompes les plus utilisées à ce stade sont :

- pompes à diaphragme,
- pompes rotatives à palettes (*rotary vane*),
- pompes sèches de type *scroll* ou *screw*.

#### 2.2.2 Deuxième étape : pompage secondaire (haut et ultra-haut vide)

Une fois la limite du vide primaire atteinte, on passe à la phase de pompage secondaire, destinée à abaisser la pression de  $10^{-3}$  mbar jusqu'à  $10^{-6}$  ou  $10^{-8}$  mbar, voire davantage pour certaines applications en *ultra-haut vide* (UHV). Dans ce domaine, l'écoulement est **moléculaire** : les molécules se déplacent de façon indépendante et les interactions gaz-gaz deviennent négligeables.

Les pompes utilisées dans cette plage reposent soit sur :

- le **transfert de quantité de mouvement** (pompes turbomoléculaires ou à diffusion),
- des procédés de **piégeage** (pompes cryogéniques, getters, pompes ioniques).

Il convient de noter qu'une pompe secondaire ne peut fonctionner que si la pression en entrée est suffisamment basse (souvent  $\leq 1$  mbar), ce qui impose l'utilisation d'une pompe primaire en amont, appelée *pompe d'appoint (backing pump)*.

## 2.3 Considérations pratiques

Le temps nécessaire pour atteindre une pression donnée peut être approximé par la relation :

$$t \approx \frac{V}{S_{\text{eff}}} \cdot \ln \left( \frac{P_0}{P_f} \right) \quad (1)$$

où :

- $V$  : volume de la chambre,
- $S_{\text{eff}}$  : vitesse de pompage effective,
- $P_0$  : pression initiale,
- $P_f$  : pression finale.

La vitesse de pompage effective dépend à la fois de la pompe et des conduites, selon :

$$\frac{1}{S_{\text{eff}}} = \frac{1}{S_{\text{pompe}}} + \frac{1}{C_{\text{conduites}}} \quad (2)$$

Cela souligne l'importance de concevoir des conduites **courtes** et de **grand diamètre** pour limiter les pertes de conductance et améliorer l'efficacité globale du pompage.

## 3 Les trois grandes méthodes de pompage

### 3.1 A) Positive displacement (déplacement positif)

Principe général : on capture un volume de gaz puis on le refoule vers l'extérieur. Méthode très adaptée au *roughing*.

#### 3.1.1 Pompe à diaphragme (*diaphragm*)

**Principe** : une membrane vibrante/alternative varie le volume d'une chambre ; des clapets anti-retour guident le flux. 100% sans huile.

**Plage** :  $\sim 1$  bar  $\rightarrow 1\text{--}10$  mbar (meilleur cas  $\approx 0,3$  mbar).

**Avantages** :

- propre (compatible salle propre),
- faible maintenance,
- bonnes performances pour H<sub>2</sub>O/solvants si membranes compatibles.

**Inconvénients** :

- vitesse de pompage modérée,
- difficile d'aller sous 1 mbar,
- bruit de vibration.

**Usage TVAC** : pré-vidage initial propre sur petites/moyennes chambres ; souvent couplée à une pompe turbo.

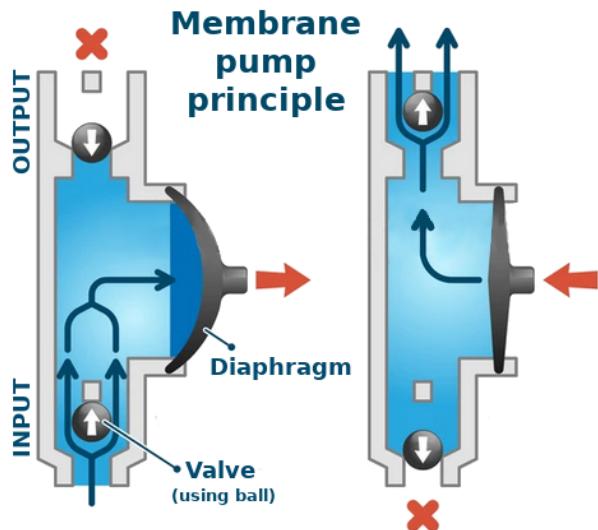


FIGURE 25 – Pompe ‘a diaphragme

### 3.1.2 Pompe rotative à palettes (*rotary vane, RVP*)

**Principe** : rotor excentré + palettes lubrifiées qui compressent le gaz.

**Plage** : 1 bar →  $10^{-1}$  mbar (1 étage) ; jusqu’à  $10^{-3}$  mbar (2 étages).

**Avantages** :

- très bon débit,
- robuste,
- économique.

**Inconvénients** :

- présence d’huile (risque d’hydrocarbures / *backstreaming*),
- besoin de filtres et pièges froids si propreté critique.

**Usage TVAC** : *backing* classique pour pompes à diffusion/turbo avec mesures anti-contamination (baffle LN<sub>2</sub>, piége). Déconseillée si propreté absolue requise (optique sensible).

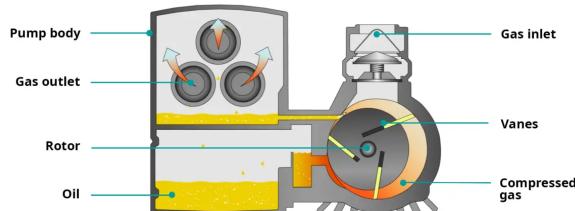


FIGURE 26 – Pompe rotative

### 3.1.3 Pompe à vis sèche (*dry screw*) et cousine : *dry scroll*

**Principe** : deux vis (ou deux spirales *scroll*) s’engrènent sans contact, entraînant et compressant le gaz sans huile dans la chambre.

**Plage** : 1 bar →  $10^{-2}$  mbar (*dry screw*),  $10^{-2}$ – $10^{-3}$  mbar (*scroll* haut de gamme).

**Avantages** :

- propre,
- bon débit,
- excellente pompe de *backing* pour turbo,
- maintenance raisonnable.

**Inconvénients** :

- coût supérieur aux RVP,
- chauffe (prévoir refroidissement).

**Usage TVAC** : choix préféré pour une TVAC CubeSat propre : *dry scroll/screw* + turbo.

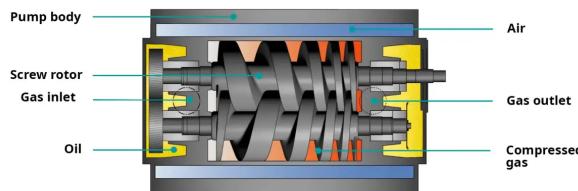


FIGURE 27 – Pompe ‘a vis s‘eche

## 3.2 B) Momentum transfer (transfert d’impulsion)

Principe général : on donne de la vitesse aux molécules vers la sortie. Méthode utile en régime moléculaire (HV) et, pour l’éjecteur, en régime visqueux.

### 3.2.1 Éjecteur Venturi (visqueux)

**Principe** : jet d’air comprimé dans un convergent-divergent (Venturi) qui entraîne l’air ambiant (*effet éjecteur*) → dépression.

**Plage** : typiquement 100–300 mbar absolus ( $-0,7$  à  $-0,9$  bar relatif).

**Avantages** :

- simple,
- sans pièces mobiles,
- pas d’électricité.

**Inconvénients** :

- pas de haut vide,
- besoin d’air comprimé,
- rendement faible.

**Usage TVAC** : non recommandé pour un objectif  $10^{-5}$  mbar. À oublier sauf pour bricolage de pré-vidage sur très petits volumes.

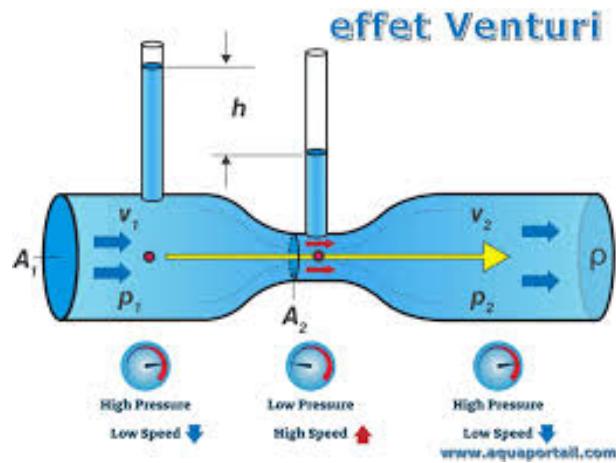


FIGURE 28 – Ejecteur Venturi

### 3.2.2 Pompe turbomoléculaire (*molecular*)

**Principe** : rotor à grande vitesse (20–90 krpm) + stator ; les pales transfèrent de l'impulsion aux molécules vers l'échappement.

**Plage** : entrée  $\leq 1$  mbar (idéal  $< 0,1$  mbar) ; sortie vers  $10^{-6}$  à  $10^{-8}$  mbar (voire mieux si ultra-propre).

**Avantages** :

- propre (sans huile côté chambre),
- polyvalente (pompe tous gaz),
- vitesse élevée,
- compatible salle propre.

**Inconvénients** :

- sensible aux chocs/particules,
- nécessite un *backing* stable,
- coût élevé.

**Usage TVAC** : standard pour TVAC CubeSat. À associer à *dry scroll/screw* + piège froid si vapeur d'eau problématique.

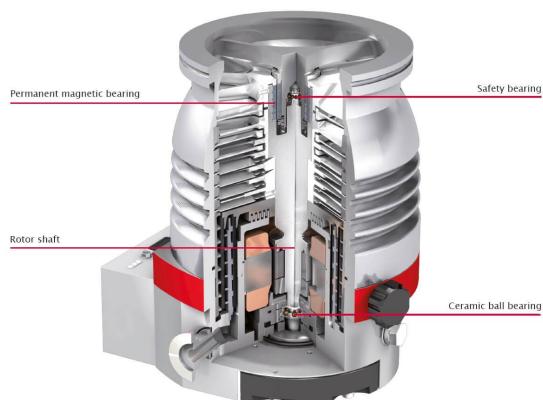


FIGURE 29 – Pompe turbomoléculaire

### 3.2.3 Pompe à diffusion (*molecular*)

**Principe** : fluide (silicone/éther fluoré) chauffé → jets supersoniques entraînant les molécules vers le bas ; nécessite baffle/refroidissement pour limiter le *backstreaming*.

**Plage** : entrée  $\sim 10^{-1}$ – $10^{-2}$  mbar (Backing requis), sortie  $10^{-6}$  à  $10^{-7}$  mbar (mieux avec pièges LN<sub>2</sub>).

**Avantages :**

- robuste,
- peu sensible aux poussières,
- coût inférieur à une turbo de grand débit.

**Inconvénients :**

- risque hydrocarbures sans baffle froid,
- chauffe et consommation électrique,
- temps de mise en régime.

**Usage TVAC** : option économique si la contamination est maîtrisée (baffle LN<sub>2</sub> obligatoire). Pour charges optiques/UV, la turbo est préférée.

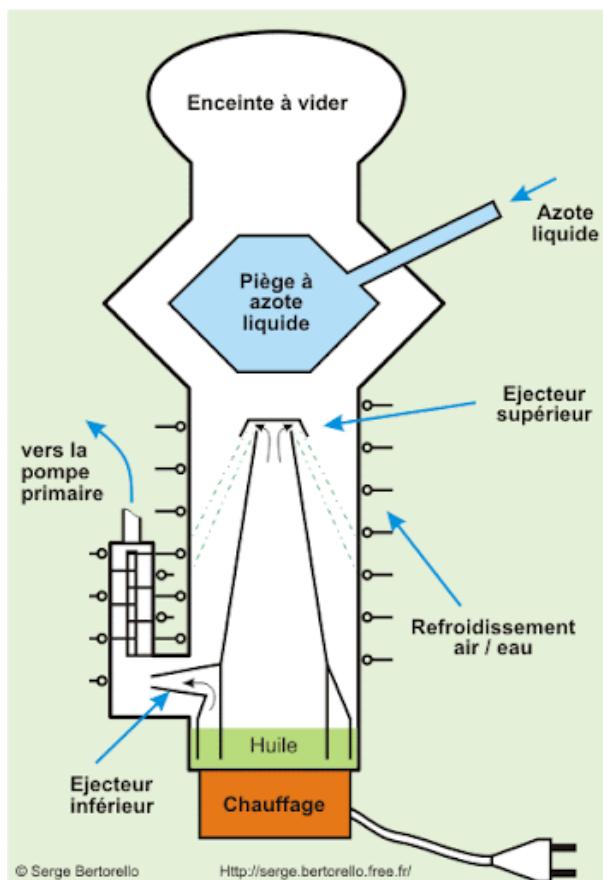


FIGURE 30 – pompe à diffusion

### 3.3 C) Entrapment (piégeage)

Principe général : on retire les molécules en les condensant, adsorbant ou ionisant, au lieu de les évacuer en continu.

#### 3.3.1 Sorption (charbon actif / zéolite refroidis)

**Principe** : adsorption physique sur surfaces poreuses, souvent refroidies ( $\text{LN}_2$  ou cryotêtes) → capture de  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}_2$ , solvants : Les pompes à adsorption (voir Fig) fonctionnent selon le principe de l'adsorption physique des gaz à la surface des tamis moléculaires ou d'autres matériaux d'adsorption (par exemple  $\text{Al}_2\text{O}_3$  activé). La zéolite 13X est souvent utilisée en tant que matériau d'adsorption. Cet aluminosilicate alcalin possède, pour une certaine masse de matériau, une surface extraordinairement grande ; environ  $1000 \text{ m}^2/\text{g}$  de substance solide. Par conséquent, sa capacité à absorber les gaz est considérable.

**Plage** : peut abaisser vers  $10^{-2}$ – $10^{-3}$  mbar sur petits volumes ; excellent pour déshumidification.

**Avantages :**

- très propre,
- silencieux,
- aucun fluide en service,
- parfait contre  $\text{H}_2\text{O}$ .

**Inconvénients :**

- capacité finie (régénération à chaud nécessaire),
- peu efficace pour gaz légers ( $\text{H}_2$ , He).

**Usage TVAC** : pré-pompage propre et piège interne (panneaux sorbants) pour accélérer l'élimination de  $\text{H}_2\text{O}$ .

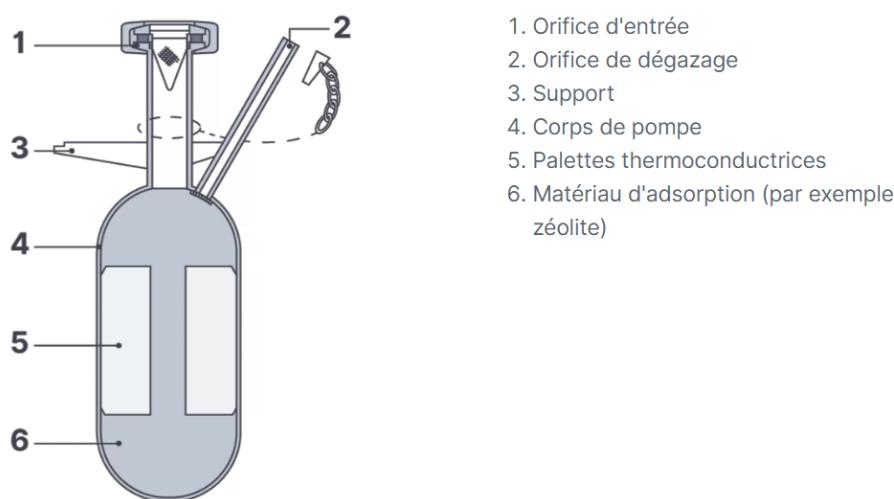


FIGURE 31 – Une pompe à adsorption

### 3.3.2 Cryopompe / cryopanels

**Principe** : surfaces à 15–80 K qui condensent ou adsorbent la plupart des gaz ; souvent charbon actif à  $\sim 15$  K pour H<sub>2</sub>/He (cryosorption).

**Plage** : 10<sup>-7</sup> à 10<sup>-9</sup> mbar effectifs localement.

**Avantages** :

- ultra propre,
- vitesse de pompage très élevée,
- silencieux.

**Inconvénients** :

- nécessite cryogénie (He/LN<sub>2</sub> ou compresseur),
- régénération périodique,
- moins efficace sur H<sub>2</sub>/He sans sorbant.

**Usage TVAC** : idéal, les parois froides de la TVAC jouent souvent ce rôle et améliorent le vide.

### 3.3.3 Getters (NEG – Non-Evaporable Getter)

**Principe** : La pompe NEG est une sorte de pompe de chimisorption, assemblée après que l'alliage NEG soit chauffé par frittage élevé. Elle pourrait éliminer de grandes quantités de gaz résiduels dans un environnement sous vide, principalement utilisé pour les tests UHV ou les équipements de laboratoire. Lorsqu'elles sont activées, les pompes NEG peuvent fonctionner sans alimentation, également sans vibrations et non magnétiques. Le point fort des pompes NEG est qu'elles sont extrêmement efficaces pour l'hydrogène et d'autres gaz actifs, et ne diminueront jamais sous l'UHV. alliages (Zr-V-Fe, Ti-Zr) absorbant/chimisorbant les gaz actifs (H<sub>2</sub>, CO, CO<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>) après activation thermique.

**Plage** : améliore/maintient 10<sup>-8</sup>–10<sup>-9</sup> mbar.

**Avantages** :

- pas de pièces mobiles,
- très propre,
- stabilise le fond de vide.

**Inconvénients** :

- saturation lente mais réelle,
- inefficace sur He, CH<sub>4</sub> selon le type.

**Usage TVAC** : complément idéal pour abaisser le fond et stabiliser le vide pendant les cycles thermiques.

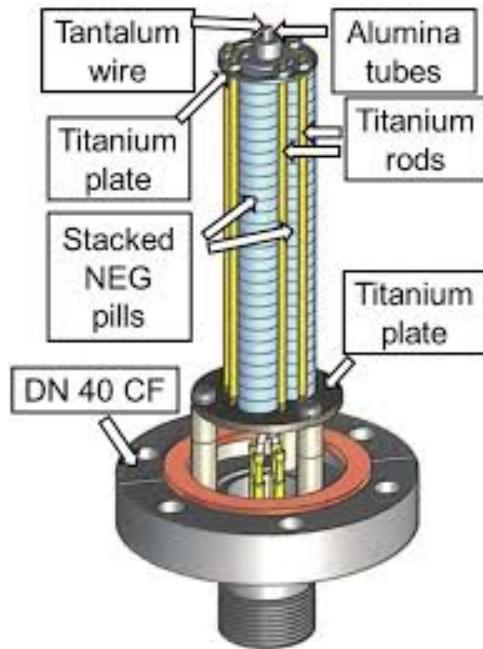


FIGURE 32 – Getters (NEG – Non-Evaporable Getter)

### 3.3.4 Pompes ioniques

**Principe :** Un nuage tourbillonnant d'électrons produit par une décharge électrique est temporairement stocké dans la zone anodique d'un piège de Penning. Ces électrons ionisent les atomes et molécules de gaz entrants. Les ions tourbillonnants ainsi produits sont accélérés pour atteindre une cathode chimiquement active (généralement en titane). champ électrique et magnétique qui ionise et accélère les molécules vers des cathodes titane ; les ions sont implantés ou neutralisés → pompage.

**Plage :**  $< 10^{-6}$  mbar (démarrage vers  $10^{-6}$ ), optimal  $10^{-7}$ – $10^{-10}$  mbar.

**Avantages :**

- ultra propre,
- pas de vibration,
- très faible consommation,
- longue durée de vie.

**Inconvénients :**

- ne fonctionne pas en haut vide initial,
- sensible aux gaz nobles,
- nécessite un vide préalable.

**Usage TVAC :** maintien du vide UHV sur petites chambres ou stabilisation long terme. Pour TVAC CubeSat, c'est un plus mais pas indispensable.

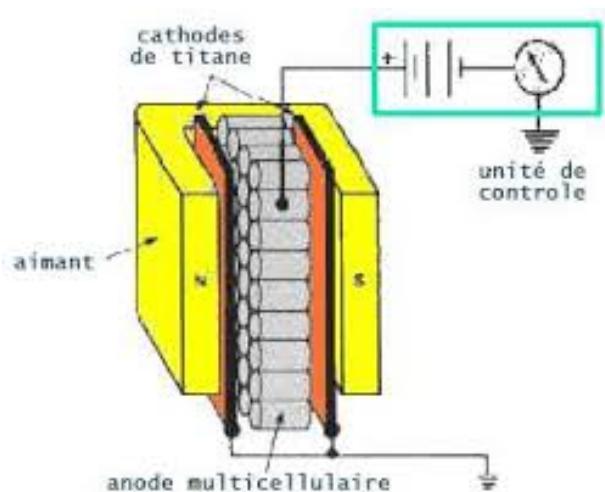


FIGURE 33 – Pompes ioniques

## 4 Etanchéité et Raccordement

### 4.1 Introduction

Dans un **système de vide**, les **raccords** — parfois désignés par leur terme anglais *fittings* — assurent la **liaison mécanique** et l'**étanchéité** entre les différents éléments : pompes, vannes, jauge, chambres, lignes de transfert, etc.

Ils doivent garantir une parfaite étanchéité pour éviter toute fuite qui dégraderait la performance de pompage, tout en permettant un assemblage et un démontage faciles pour la maintenance ou les modifications. La conception et le choix du type de raccord dépendent directement du niveau de vide visé, des contraintes thermiques, de la nature des gaz manipulés et des conditions d'utilisation (fixe, démontable, mobile).

### 4.2 Types de flasques et plages de fonctionnement

#### 4.2.1 Brides ConFlat (CF)

Les **brides ConFlat (CF)** utilisent un **joint métallique en cuivre OFHC** et couvrent une plage de pression allant de l'atmosphère (1013 mbar) jusqu'en **ultra-haut vide** ( $\downarrow 10^{13}$  mbar) (lesker.com).

Leur température d'usage typique se situe entre **-196 °C** et **+450 °C**, selon le matériau (lesker.com). Elles sont généralement fabriquées en **acier inoxydable austénitique** (304L, 316L, 316LN) ou en **aluminium durci** (lesker.com).

Le **joint cuivre** est imperméable et supporte plusieurs centaines de cycles thermiques (leyboldproducts.com).

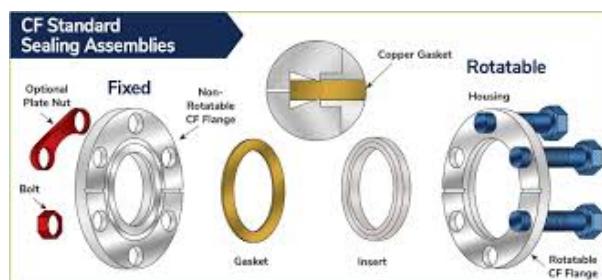


FIGURE 34 – Brides ConFlat (CF)

#### 4.2.2 Brides ISO-K/ISO-F (grand ISO)

Les **brides ISO-K/ISO-F** sont conçues en inox ou en aluminium pour des diamètres nominaux DN63 à DN250.

Elles utilisent un **joint élastomère centré**, avec une plage de pression allant de l'atmosphère jusqu'à environ **10 mbar**.

Leur plage de température est limitée à environ **0 °C–120 °C**, voire **180 °C**, en fonction des propriétés du joint (lesker.com).

La version ISO-K est serrée par **colliers**, tandis que l'ISO-F utilise des **boulons**, le choix dépendant des contraintes mécaniques.

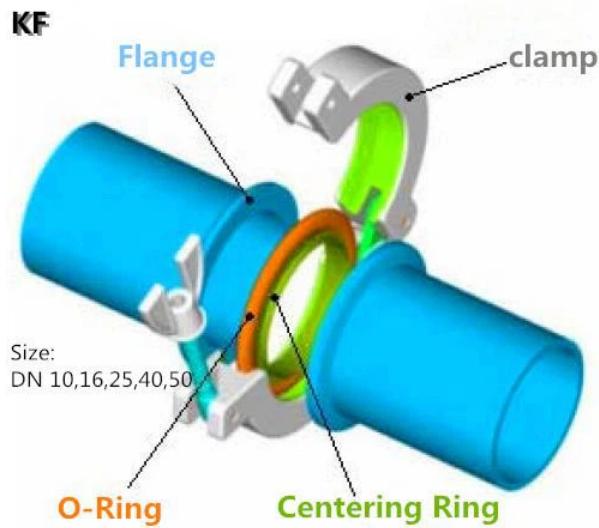


FIGURE 35 – Brides ISO-K/ISO-F

#### 4.2.3 Brides KF (NW)

Les **brides KF (NW)** sont de petits diamètres (16–50 mm) et utilisent un **système de serrage par collier**.

Elles fonctionnent de l'atmosphère jusqu'à environ **10 mbar** ([lesker.com](http://lesker.com)).

La température est limitée par le joint : le **Viton®** résiste jusqu'à environ **200 °C** et le **Buna-N** à environ **100 °C** ([hisinnovations.com](http://hisinnovations.com) ; [lesker.com](http://lesker.com)).

En dessous de 0 °C, les joints toriques standard durcissent et ne sont pas adaptés au cryogénique.

Ces brides sont en **inox 304L/316L**, aluminium ou laiton, avec un **joint élastomère** (souvent en Viton). Elles sont souvent réservées aux **liaisons de service** ou aux **accessoires**, et moins à l'environnement principal lorsque l'on vise l'**ultra-haut vide**.



FIGURE 36 – Brides KF (NW)

#### 4.2.4 Autres brides

Il existe d'autres types de brides, comme les **flasques ASA** ou **ISO-K mini**, mais dans un contexte UHV/TVAC, les types **CF**, **ISO grand diamètre** et **KF** restent privilégiés.

Les **traversées électriques, fluidiques ou optiques** sont traitées séparément.

## 4.3 Matériaux et joints en cyclage thermique

Pour des conditions extrêmes de **-150 °C à +150 °C**, les  **joints métalliques** sont privilégiés.

Les **brides CF avec joint cuivre** conservent leur étanchéité lors de cycles thermiques intenses ([leyboldproducts.com](http://leyboldproducts.com)).

Les  **joints polymères** (Viton, nitrile, EPDM, silicone) deviennent rigides à basse température (**Viton statique -50 °C** ([viton.cn](http://viton.cn))) et risquent de perdre leur étanchéité en vide cryogénique.

En dessous de **-150 °C**, il est donc préférable d'éviter ces joints ou d'utiliser des alternatives métalliques comme des **anneaux Cu/Al**.

Les brides **ISO** et **KF** sont généralement limitées aux applications comprises entre **0 °C et 150 °C** ([lesker.com](http://lesker.com)).

L'acier **inoxydable 304L ou 316L** est un choix standard en environnement spatial pour son faible dégazage et sa stabilité mécanique.

Les **traversées électriques haute performance** intègrent des **isolants céramiques** ou **verre-métal** afin de résister à la haute tension et aux variations thermiques ([pfeiffer-vacuum.com](http://pfeiffer-vacuum.com)).

## 4.4 Spécifications typiques de traversées (feedthroughs)

### 4.4.1 Traversées électriques

Pour les traversées électriques, il existe des modèles à **broches céramiques ou verre-métal**, voire en résine pour faibles courants.

Certaines configurations atteignent **200 A en triphasé** ou intègrent jusqu'à **150 thermocouples type T ou K** ([ntrs.nasa.gov](http://ntrs.nasa.gov)).

Les **connecteurs multi-broches hermétiques** (Hermetic D-Sub, MIL-C) sont employés pour les signaux.

Une chambre thermique utilisée à la NTNU intègre par exemple une traversée électrique 6 broches pour alimenter des plaques chauffantes internes ([scispace.com](http://scispace.com)).

### 4.4.2 Traversées fluides et cryogènes

Pour les fluides ou cryogènes, les **raccords** peuvent être droits ou tournants, soudés sur CF/ISO, permettant le passage de tubes à travers la paroi.

L'**azote liquide ou gazeux** est distribué par des vannes installées sur le blindage thermique.

Certains systèmes utilisent un réseau **LN/GN** sur le *shroud* afin d'atteindre **-180 °C à +150 °C** ([s3vi.ndc.nasa.gov](http://s3vi.ndc.nasa.gov)).

### 4.4.3 Traversées optiques

Pour les traversées optiques, des **fenêtres en saphir, quartz ou verre borosilicate**, soudées sur brides CF, sont courantes.

Ces matériaux supportent l'**UHV** et de fortes températures ([pfeiffer-vacuum.com](http://pfeiffer-vacuum.com)).

Les joints élastomères sont évités dans ce cas.

## 4.5 Emplacements recommandés des raccords

### 4.5.1 Ports de pompage

Pour le pompage, la configuration optimale comporte au moins **deux ports** :

- un **port de pompage basse pression** (“roughing”) situé sur une paroi latérale, généralement en ISO-KF/DN40, relié à la pompe primaire,
- un **port UHV**, de type CF100 à CF200, placé en partie haute ou sur le toit, servant à la pompe turbomoléculaire ou cryogénique.

Dans certains modèles, la **cryopompe** est directement montée sur le sommet du dôme via une **vanne haute-vide** ([s3vi.ndc.nasa.gov](http://s3vi.ndc.nasa.gov)), ce qui optimise la conductance.

### 4.5.2 Capteurs et instrumentation

Les **capteurs de pression et de température** sont installés sur la paroi à proximité du volume d'essai, mais hors du flux direct de pompage.

Les **jauge Pirani ou cold cathode** sont montées verticalement, avec un **coude à 90°** près de la chambre pour éviter l'intrusion de particules ([leybold.com](http://leybold.com)).

Les **thermocouples et PT100** sont raccordés via des **feedthroughs multi-broches** et fixés sur les éléments internes.

### 4.5.3 Alimentations et circuits fluides

Les **alimentations électriques internes** regroupent les lignes de puissance et de signal dans un même **panneau de traversées hermétiques** monté sur un côté ou à l'arrière.

Pour les **circuits fluides et serpentins**, les tubes passent via des brides CF soudées et intègrent des **vannes d'isolation**.

L'**alimentation et le retour** sont séparés et placés sur un côté du blindage thermique pour faciliter la maintenance.

### 4.5.4 Ports de purge et d'injection

Les **ports de purge ou d'injection de gaz neutre** sont placés en partie haute.

Ils permettent de remplir la cuve en azote ou de ventiler vers l'atmosphère en fin de test.

Ces ports sont souvent connectés à une **vanne manuelle** ou intégrés au circuit de pompage via la **turbopompe**.

# Chapitre 4

## Choix des pompes et dimensionnement

---

### 1 Choix de la pompe primaire (roughing pump)

#### 1.1 Objectif et logique générale

Nous voulons comparer des pompes primaires sur une base mesurable et traçable, puis justifier un choix qui respecte notre cahier des charges de chambre TVAC. L'idée centrale est d'exploiter la courbe constructeur  $\mathbf{S}(\mathbf{P})$  — la vitesse de pompage en fonction de la pression — afin de prédire le temps de descente en pression jusqu'au seuil de transition vers l'étage secondaire (typiquement  $10^{-2}$  mbar) et de vérifier l'adéquation globale avec nos contraintes (propreté, bruit, alimentation, maintenance). Comme  $\mathbf{S}$  dépend fortement de  $\mathbf{P}$ , nous ne pouvons pas utiliser une simple formule fermée ; nous reconstruisons donc une fonction  $\mathbf{S}(\mathbf{P})$  continue à partir des données fournisseurs et nous intégrons l'équation de pompage pour obtenir  $\mathbf{P}(\mathbf{t})$  et le temps total.

#### 1.2 Collecte et numérisation des courbes constructeur

Nous partons des fiches techniques officielles (PDF) des fabricants. Lorsque des tableaux numériques ne sont pas fournis, nous numérisons les graphes avec **WebPlotDigitizer**. Concrètement, nous importons l'image du graphe, nous calibrons les axes en prenant deux points connus sur l'axe des pressions et deux sur l'axe des vitesses, nous activons si nécessaire le mode logarithmique sur chaque axe, puis nous suivons la courbe  $\mathbf{S}(\mathbf{P})$  en déposant des points de contrôle denses, en veillant à couvrir correctement toutes les décades de pression pertinentes. Une fois la saisie faite, nous exportons un fichier CSV qui contient des paires  $(P, S)$ . Cette étape est critique : le soin apporté à la calibration des axes et à l'échantillonnage régulier (idéalement une quinzaine de points par pompe, bien répartis) conditionne la qualité de toute la suite.

#### Characteristics



FIGURE 37 – Pfeiffer HiScroll 18—courbe constructeur

#### PERFORMANCE

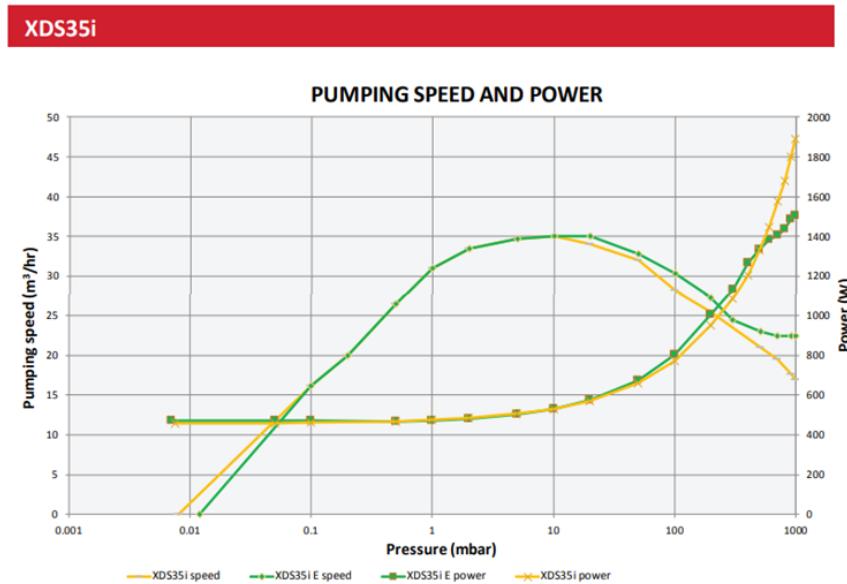


FIGURE 38 – Edwards XDS35i—courbe constructeur

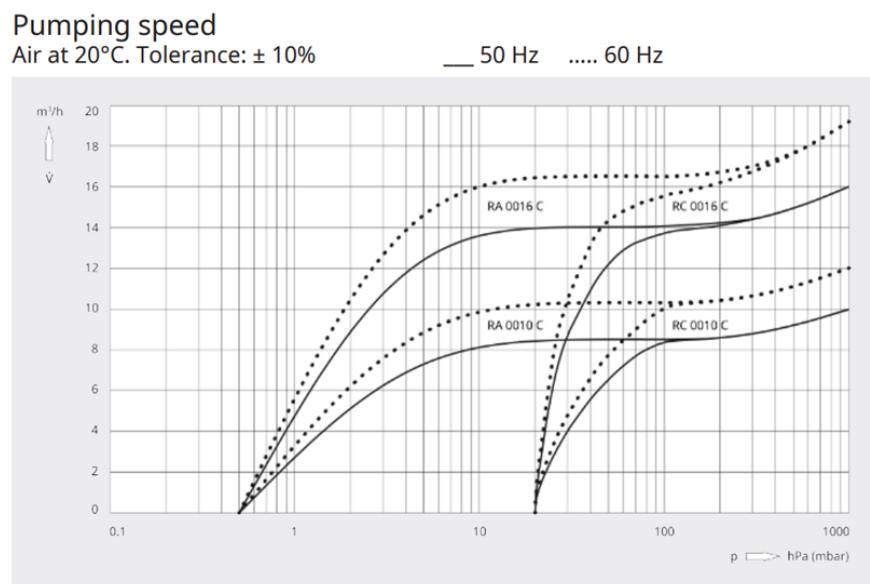


FIGURE 39 – Busch R5 RA 0010/0016 (small)–courbe constructeur

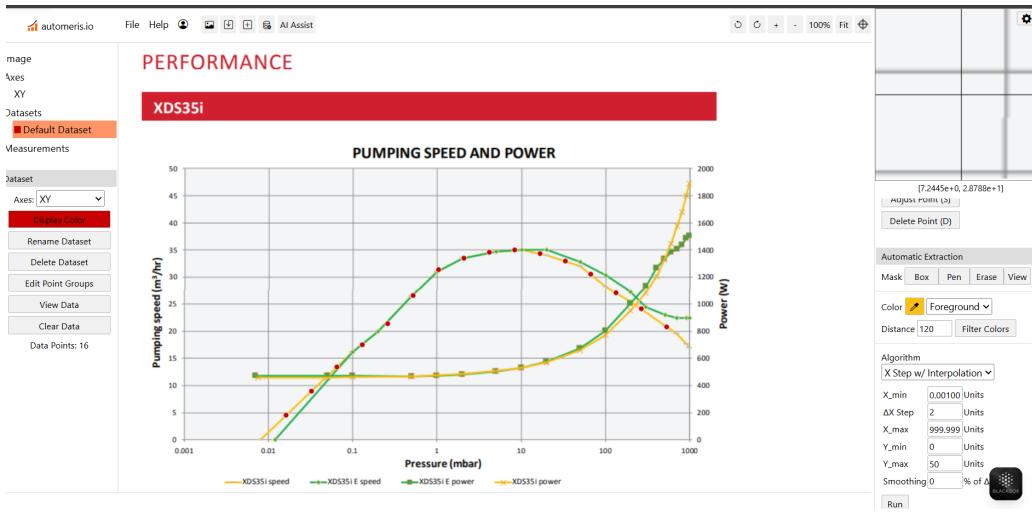


FIGURE 40 – Collecte des points avec WebPlotDigitizer

### 1.3 Mise en forme et interpolation de $S(P)$

Nous convertissons systématiquement les unités vers un format homogène :  $\mathbf{P}$  en mbar,  $\mathbf{S}$  en L/s (conversion usuelle depuis  $\text{m}^3/\text{h}$  par

$$S [\text{L/s}] = S [\text{m}^3/\text{h}] \times \frac{1000}{3600}.$$

Les points  $(P_i, S_i)$  sont triés par pression croissante, puis nous construisons une interpolation en échelle logarithmique, car les courbes constructeur sont presque linéaires dans l'espace ( $\log P, \log S$ ). En pratique, nous créons deux colonnes auxiliaires  $\log_{10} P$  et  $\log_{10} S$ , nous interpolons linéairement  $\log S$  en fonction de  $\log P$ , puis nous repassons dans le domaine direct en prenant la puissance de 10. L'intérêt de cette interpolation « log–log » est double : d'abord, elle respecte la forme physique des courbes ; ensuite, elle permet d'échantillonner finement une courbe continue  $S(P)$  sur un maillage serré de pressions, ce qui est indispensable pour une intégration temporelle stable. Dans le classeur, cela se matérialise par des feuilles « denses » où  $P$  est balayé sur plusieurs décades et  $S(P)$  est reconstruit point par point.

|    | A       | B      | C     | D      | E     | F |
|----|---------|--------|-------|--------|-------|---|
| 1  | P_mbar  | S_m3h  | S_Ls  | logP   | logS  |   |
| 2  | 0.008   | 4.187  | 1.163 | -2.097 | 0.066 |   |
| 3  | 0.016   | 7.759  | 2.155 | -1.796 | 0.333 |   |
| 4  | 0.032   | 8.988  | 2.497 | -1.495 | 0.397 |   |
| 5  | 0.064   | 10.220 | 2.839 | -1.194 | 0.453 |   |
| 6  | 0.128   | 11.446 | 3.179 | -0.893 | 0.502 |   |
| 7  | 0.256   | 12.814 | 3.560 | -0.592 | 0.551 |   |
| 8  | 0.512   | 13.960 | 3.878 | -0.291 | 0.589 |   |
| 9  | 1.024   | 15.061 | 4.183 | 0.010  | 0.622 |   |
| 10 | 2.048   | 16.188 | 4.497 | 0.311  | 0.653 |   |
| 11 | 4.096   | 17.190 | 4.775 | 0.612  | 0.679 |   |
| 12 | 8.192   | 17.838 | 4.955 | 0.913  | 0.695 |   |
| 13 | 16.384  | 21.640 | 6.011 | 1.214  | 0.779 |   |
| 14 | 32.768  | 21.855 | 6.071 | 1.515  | 0.783 |   |
| 15 | 65.536  | 21.793 | 6.054 | 1.816  | 0.782 |   |
| 16 | 131.072 | 21.795 | 6.054 | 2.118  | 0.782 |   |
| 17 | 262.144 | 21.733 | 6.037 | 2.419  | 0.781 |   |
| 18 | 524.288 | 21.517 | 5.977 | 2.720  | 0.776 |   |
| 19 |         |        |       |        |       |   |
| 20 |         |        |       |        |       |   |
| 21 |         |        |       |        |       |   |
| 22 |         |        |       |        |       |   |
| 23 |         |        |       |        |       |   |
| 24 |         |        |       |        |       |   |
| 25 |         |        |       |        |       |   |
| 26 |         |        |       |        |       |   |
| 27 |         |        |       |        |       |   |
| 28 |         |        |       |        |       |   |

<    >       Input    |    SP\_Pump1    |    SP\_Pump1\_dense

FIGURE 41 – Données extraites avec WebPlotDigitizer et leur log

|    | A        | B        | C | D | E | F |
|----|----------|----------|---|---|---|---|
| 1  | P_mbar   | S_Ls     |   |   |   |   |
| 2  | 1000     | 5.921429 |   |   |   |   |
| 3  | 954.8824 | 5.925379 |   |   |   |   |
| 4  | 911.8003 | 5.929332 |   |   |   |   |
| 5  | 870.6621 | 5.933287 |   |   |   |   |
| 6  | 831.3799 | 5.937245 |   |   |   |   |
| 7  | 793.87   | 5.941205 |   |   |   |   |
| 8  | 758.0524 | 5.945168 |   |   |   |   |
| 9  | 723.8509 | 5.949134 |   |   |   |   |
| 10 | 691.1925 | 5.953102 |   |   |   |   |
| 11 | 660.0075 | 5.957073 |   |   |   |   |
| 12 | 630.2295 | 5.961047 |   |   |   |   |
| 13 | 601.7951 | 5.965023 |   |   |   |   |
| 14 | 574.6435 | 5.969002 |   |   |   |   |
| 15 | 548.7169 | 5.972983 |   |   |   |   |
| 16 | 523.9601 | 5.976968 |   |   |   |   |
| 17 | 500.3203 | 5.980954 |   |   |   |   |
| 18 | 477.747  | 5.984944 |   |   |   |   |
| 19 | 456.1922 | 5.988936 |   |   |   |   |
| 20 | 435.6099 | 5.992931 |   |   |   |   |
| 21 | 415.9562 | 5.996929 |   |   |   |   |
| 22 | 397.1893 | 6.000929 |   |   |   |   |
| 23 | 379.269  | 6.004932 |   |   |   |   |
| 24 | 362.1573 | 6.008937 |   |   |   |   |
| 25 | 345.8176 | 6.012945 |   |   |   |   |
| 26 | 330.2151 | 6.016956 |   |   |   |   |
| 27 | 315.3166 | 6.02097  |   |   |   |   |
| 28 | 301.0903 | 6.024986 |   |   |   |   |

<    >      Input | SP\_Pump1 | SP\_Pump1\_dense

FIGURE 42 – Résultats d’interpolation log-log

## 1.4 Modèle de pompage et combinaison avec la conduite

Le modèle différentiel que nous utilisons est

$$\frac{dp}{dt} = -\frac{S_{\text{eff}}(P)}{V} p$$

en première intention, avec  $V$  le volume interne de la chambre et  $S_{\text{eff}}(P)$  la vitesse de pompage effective vue par la cuve. Cette vitesse effective combine la pompe et la conduite par la relation

$$\frac{1}{S_{\text{eff}}(P)} = \frac{1}{S(P)} + \frac{1}{C_{\text{ligne}}},$$

où  $C_{\text{ligne}}$  est la conductance de la ligne d'aspiration. Nous évaluons  $C_{\text{ligne}}$  par une formule standard adaptée au régime moléculaire pour un tube cylindrique :

$$C \approx 12.1 \frac{d^3}{L} \quad [\text{L/s}]$$

avec  $d$  en cm et  $L$  en cm, ou nous utilisons des abaques de conductance si la géométrie est plus complexe. Le message clé est que  $C_{\text{ligne}}$  ne doit pas étrangler la pompe : si  $C_{\text{ligne}}$  est du même ordre de grandeur que  $S(P)$ , alors  $S_{\text{eff}}$  chute d'un facteur deux ; nous visons donc  $C_{\text{ligne}} \gg S(P)$  sur la plage utile.

## 1.5 Intégration numérique pour obtenir $P(t)$ et le temps total

Lorsque  $S$  était constant, nous aurions

$$t \simeq \frac{V}{S_{\text{eff}}} \ln \left( \frac{P_0}{P_f} \right).$$

Mais  $S$  varie fortement avec  $P$ , d'où l'intérêt d'une intégration numérique par morceaux. À partir de la table dense  $\{P_j, S(P_j)\}$ , nous évaluons à chaque pas la quantité

$$\Delta t_j \approx \frac{V}{S_{\text{eff}}(P_j)} \frac{\Delta P_j}{P_j}$$

ou, de manière équivalente, nous avançons dans le temps avec un schéma d'Euler sur l'équation différentielle. En cumulant les  $\Delta t_j$ , nous obtenons la courbe  $P(t)$  et le temps total pour atteindre une pression cible donnée. La feuille « Simulations » matérialise cette intégration sous forme de séries temps–pression, et les graphiques associés affichent  $P(t)$  en échelle semi-log, ce qui permet de lire très précisément les instants où la courbe franchit  $10^{-1}$ ,  $10^{-2}$  ou  $10^{-3}$  mbar.

|    | A      | B             | C | D | E | F | G |
|----|--------|---------------|---|---|---|---|---|
| 1  | time_s | pressure_mbar |   |   |   |   |   |
| 2  | 0      | 1013          |   |   |   |   |   |
| 3  | 0.5    | 990.4021871   |   |   |   |   |   |
| 4  | 1      | 968.3032732   |   |   |   |   |   |
| 5  | 1.5    | 946.6923594   |   |   |   |   |   |
| 6  | 2      | 925.5587825   |   |   |   |   |   |
| 7  | 2.5    | 904.8921096   |   |   |   |   |   |
| 8  | 3      | 884.6821336   |   |   |   |   |   |
| 9  | 3.5    | 864.9188681   |   |   |   |   |   |
| 10 | 4      | 845.5925427   |   |   |   |   |   |
| 11 | 4.5    | 826.6935985   |   |   |   |   |   |
| 12 | 5      | 808.2126835   |   |   |   |   |   |
| 13 | 5.5    | 790.140648    |   |   |   |   |   |
| 14 | 6      | 772.4685407   |   |   |   |   |   |
| 15 | 6.5    | 755.1876039   |   |   |   |   |   |
| 16 | 7      | 738.2892698   |   |   |   |   |   |
| 17 | 7.5    | 721.7651563   |   |   |   |   |   |
| 18 | 8      | 705.607063    |   |   |   |   |   |
| 19 | 8.5    | 689.806967    |   |   |   |   |   |
| 20 | 9      | 674.3570197   |   |   |   |   |   |
| 21 | 9.5    | 659.2495427   |   |   |   |   |   |
| 22 | 10     | 644.4770241   |   |   |   |   |   |
| 23 | 10.5   | 630.032115    |   |   |   |   |   |
| 24 | 11     | 615.9076261   |   |   |   |   |   |
| 25 | 11.5   | 602.0965242   |   |   |   |   |   |
| 26 | 12     | 588.5919287   |   |   |   |   |   |
| 27 | 12.5   | 575.3871087   |   |   |   |   |   |
| 28 | 13     | 562.4754792   |   |   |   |   |   |

FIGURE 43 – Intégration numérique

## 1.6 Indicateurs extraits et rôle de la feuille PumpData

Pour comparer rapidement des pompes sans refaire l'intégration, nous extrayons de la courbe interpolée des valeurs de **S** à des pressions repères (par exemple 10, 1,  $10^{-1}$  et  $10^{-2}$  mbar). Cette feuille « PumpData » sert d'instantané : elle condense la performance à des points clés du cycle de pompage. Elle nous permet d'identifier d'un coup d'œil la pompe qui garde une bonne vitesse à basse pression, ce qui est crucial pour réduire le temps de bascule vers l'étage secondaire.

|        | A      | B            | C           | D             | E              | F             | G | H |
|--------|--------|--------------|-------------|---------------|----------------|---------------|---|---|
| Model  | Type   | S@10_mbar_Ls | S@1_mbar_Ls | S@0.1_mbar_Ls | S@0.01_mbar_Ls | Ultimate_mbar |   |   |
| Pump 1 | scroll | 5.238235153  | 4.172611072 | 3.053720228   | 1.418608037    | 0.008         |   |   |
| Pump 2 | scroll | 9.66659243   | 8.658540976 | 4.416593558   | 0.783900209    | 0.016         |   |   |
| Pump 3 | rotary | 4.590663587  | 4.449962945 | 2.998780758   | 0.216138476    | 0.016         |   |   |

FIGURE 44 – La Feuille pump data

## 1.7 Exploitation des graphiques pour décider

Le graphique  $S(P)$  nous dit si une pompe s'écroule trop tôt en vitesse lorsque la pression diminue, ce qui allongerait le « roughing ». Le graphique  $P(t)$  nous donne la mesure opérationnelle : le temps réel pour atteindre la pression de transition exigée par la turbomoléculaire ou la cryopompe. Dans notre classeur, nous lisons ces temps soit visuellement, soit par interpolation directe dans les colonnes  $P$  et  $t$  pour extraire le temps au seuil demandé. Nous traçons ensuite une ligne horizontale au niveau de la pression cible et nous ajoutons un marqueur sur la courbe à l'instant correspondant ; cette « trace » rend la justification immédiate dans le rapport. La pompe la plus adaptée est celle qui atteint la pression de transition dans la fenêtre temporelle fixée par le cahier des charges, tout en respectant les autres contraintes non-fonctionnelles.

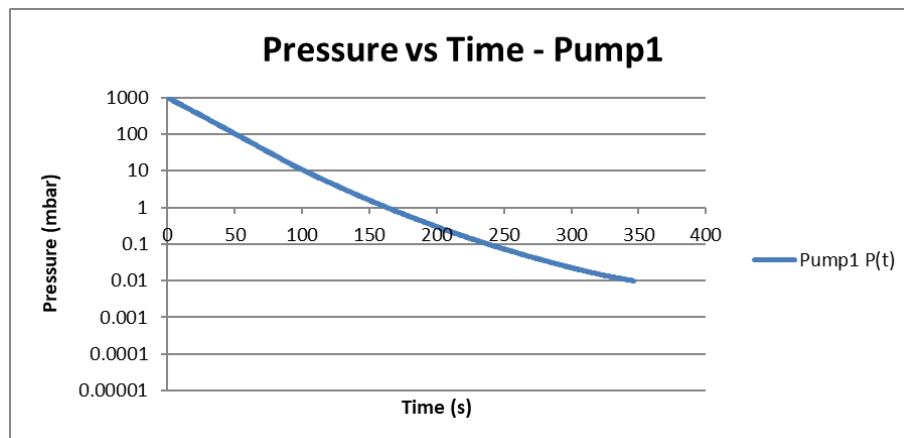


FIGURE 45 – Pressure vs Time - Pump1

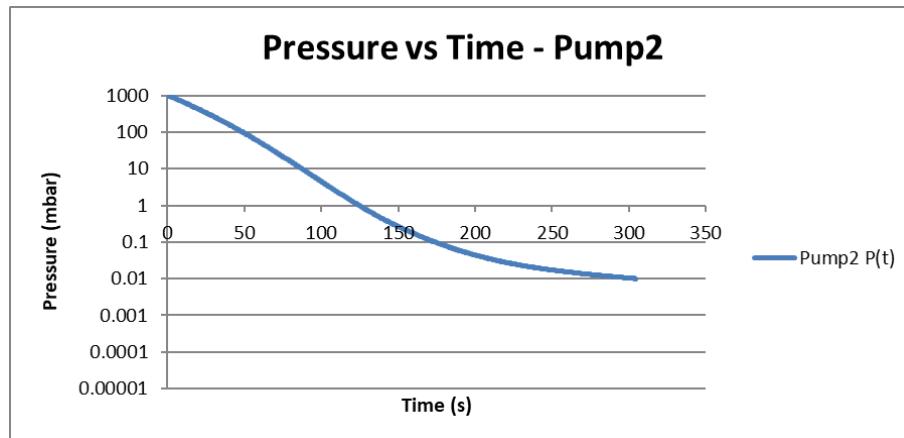


FIGURE 46 – Pressure vs Time - Pump2

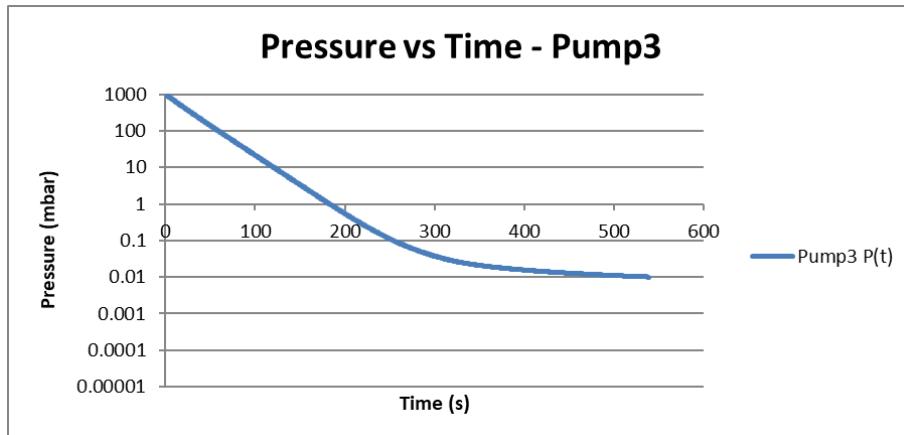


FIGURE 47 – Pressure vs Time - Pump3

## 1.8 Contrôles, extensions et réalisme

Nous considérons l'intégration initiale avec  $\mathbf{Q} = \mathbf{0}$  pour obtenir une borne optimiste. Ensuite, nous enrichissons le modèle en ajoutant un débit parasite global  $\mathbf{Q}$  pour représenter fuites, désorption et dégazage ; l'équation devient

$$\frac{dp}{dt} = -\frac{S_{\text{eff}}(P)}{V} p + \frac{Q}{V},$$

ce qui conduit à un palier si  $S_{\text{eff}}(P)p$  devient comparable à  $Q$ . Nous pouvons introduire un  $Q$  constant à partir d'une hypothèse de propreté ou d'une mesure par spectrométrie de masse (RGA) et refaire l'intégration pour approcher le comportement réel. Nous validons aussi que la pression d'entrée de l'étage secondaire reste compatible avec ses spécifications, ce qui impose de vérifier la foreline et, le cas échéant, la présence d'un Roots entre la primaire et la turbo. Enfin, nous documentons la traçabilité : sources PDF, fichiers CSV issus de WebPlotDigitizer, version du classeur, hypothèses de conductance et de volume, afin que la démarche soit reproductible.

## 1.9 Ce que cette approche apporte au choix

Au lieu de comparer des débits « à la plaque signalétique », nous utilisons la fonction  $\mathbf{S}(\mathbf{P})$  réelle du fabricant sur toute la trajectoire de pompage. Nous passons de courbes qualitatives à des temps quantifiés, comparables entre modèles, avec des hypothèses explicitement posées et modifiables (volume, conductance, seuils). Les feuilles « PumpData », « Simulations » et les graphiques associés fournissent un socle objectif pour retenir la pompe qui, dans notre configuration de chambre et de ligne, atteint la pression de transition dans le temps imparti, tout en restant compatible avec nos exigences de propreté et d'exploitation.

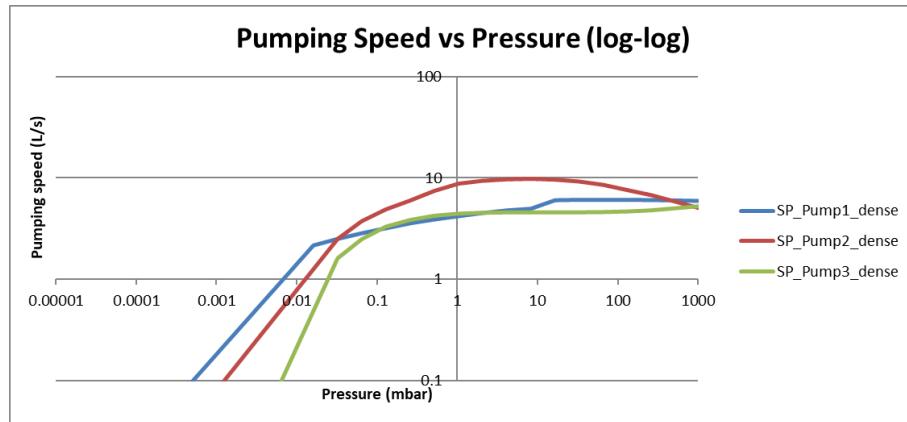


FIGURE 48 – Pumping Speed vs Pressure

| A      | B        | C              | D                | E       |
|--------|----------|----------------|------------------|---------|
| Pump   | Scenario | Time_to_1e-2_s | Time_to_1e-2_min | Reached |
| Pump 1 | No Q     | 346            | 5.766666667      | True    |
| Pump 2 | No Q     | 304.5          | 5.075            | True    |
| Pump 3 | No Q     | 539            | 8.983333333      | True    |

FIGURE 49 – Résultats de la sélection

## 1.10 Conclusion et choix de la pompe primaire

L’analyse numérique menée à partir des courbes caractéristiques de vitesse de pompage S(P), obtenues par digitalisation et intégrées dans notre modèle Excel, a permis d’estimer les temps de descente en pression pour chacune des trois pompes candidates. Les résultats montrent que la pompe Edwards XDS35i présente un temps de pompage plus court ( 5,07 min) que la Pfeiffer HiScroll 18 ( 5,76 min) pour atteindre la pression de transition fixée. À première vue, ce critère de rapidité semblerait plaider en faveur du modèle Edwards.

Cependant, le choix final ne peut pas se limiter au seul temps de pompage. Dans le cadre de notre application en chambre thermique à vide pour tests spatiaux, d’autres exigences du cahier des charges s’avèrent déterminantes. La Pfeiffer HiScroll 18 se distingue par sa conception entièrement sèche, éliminant le risque de contamination par l’huile et garantissant une atmosphère interne plus propre, critère essentiel pour préserver l’intégrité des satellites et composants sensibles aux dépôts. De plus, elle se caractérise par un niveau sonore réduit, un atout majeur pour un usage en laboratoire pédagogique ou dans un environnement de recherche où le confort acoustique et la sécurité des opérateurs sont des facteurs non négligeables.

La HiScroll offre également une fiabilité accrue grâce à des intervalles de maintenance plus longs et une meilleure compatibilité avec les exigences de pompes secondaires turbomoléculaires, du fait d’une stabilité de pression à l’entrée et d’une gestion simplifiée de la foreline. Enfin, l’assistance technique et la documentation de Pfeiffer, largement reconnues dans le domaine spatial, renforcent la pertinence de ce choix.

Ainsi, bien que légèrement plus lente, la Pfeiffer HiScroll 18 représente le compromis optimal entre performance de pompage, propreté du vide, confort d’utilisation et fiabilité

à long terme. Nous retenons donc ce modèle comme solution primaire pour notre chambre thermique à vide.

## 2 Discussion et choix de la pompe secondaire

### Discussion et choix de la pompe secondaire

Une fois le premier étage de pompage assuré par la pompe primaire (HiScroll 18), il reste à sélectionner une pompe secondaire capable de descendre la chambre thermique dans le domaine de l'ultra-vide, typiquement jusqu'à  $10^{-7}$  mbar  $10^{-7}$  mbar. Dans cette plage, l'écoulement devient moléculaire et la technologie de pompage repose soit sur le transfert de quantité de mouvement (pompes turbomoléculaires ou à diffusion), soit sur le piégeage des molécules (cryopompes, pompes ioniques, getters).

Pour une chambre thermique de volume relativement modeste ( $0,1 \text{ m}^3$ ) et destinée à des essais de type CubeSat, plusieurs critères orientent le choix. Les pompes à diffusion, bien que performantes, nécessitent l'usage d'huiles et présentent donc un risque de rétro-diffusion de contaminants, ce qui est incompatible avec les exigences de propreté de notre application. Les pompes ioniques et getters, de leur côté, sont efficaces dans le domaine du vide extrême, mais leur débit de pompage est limité et elles sont rarement utilisées comme unique pompe secondaire dans un montage de laboratoire. Enfin, les cryopompes représentent une solution puissante, mais elles impliquent une infrastructure cryogénique complexe (alimentation en azote liquide ou hélium), difficile à mettre en œuvre dans le cadre académique.

Au regard de ces considérations, la pompe turbomoléculaire apparaît comme le choix le plus adapté. Cette technologie, en couplage avec la pompe primaire HiScroll 18, permet d'atteindre aisément le régime de  $10^{-7}$  mbar  $10^{-7}$  mbar, tout en garantissant un vide propre, sans huile, et avec un entretien limité. Elle offre également un excellent compromis entre performance, simplicité de mise en œuvre et fiabilité. De plus, les turbopompes modernes sont équipées de roulements magnétiques qui réduisent les vibrations et le bruit, améliorant la stabilité de fonctionnement et prolongeant la durée de vie.

Ainsi, pour notre installation, nous retenons une pompe turbomoléculaire Pfeiffer HiPace (par exemple HiPace 80 ou HiPace 150 selon la conductance finale du montage). Ce choix garantit non seulement l'atteinte du vide requis, mais aussi la compatibilité avec les contraintes de propreté et de stabilité imposées par les essais thermiques sous vide pour applications spatiales. Conclusion sur le choix du train de pompage

## 3 Conclusion sur le choix du train de pompage

À l'issue de l'analyse et des comparaisons effectuées, nous avons retenu une architecture à deux étages de pompage. Pour le pompage primaire, la Pfeiffer HiScroll 18 a été choisie malgré un temps de pompage légèrement plus long que celui de la Edwards XDS35i. Ce choix s'explique par des critères essentiels tels que l'absence de contamination (technologie sèche, sans huile), un niveau sonore réduit, une maintenance simplifiée et une fiabilité accrue, qui sont prioritaires dans le cadre de nos essais thermiques sous vide.

En complément, pour le pompage secondaire, nous avons sélectionné une pompe turbomoléculaire Pfeiffer HiPace. Cette technologie permet d'atteindre la pression cible de  $10^{-7}$  mbar  $10^{-7}$  mbar tout en garantissant une atmosphère propre, stable et compatible avec

les exigences des tests spatiaux. Le couplage HiScroll–HiPace offre un équilibre optimal entre performance, propreté, simplicité d'utilisation et fiabilité à long terme.

Ainsi, le train de pompage retenu combine la robustesse d'une pompe primaire sèche et silencieuse avec l'efficacité d'une turbopompe, constituant une solution cohérente et durable pour notre chambre thermique à vide dédiée aux essais CubeSat.

## 4 Dimensionnement d'une paroi de chambre à vide selon ECSS et Roark

Le dimensionnement des parois d'une chambre à vide soumises à une pression externe uniforme est effectué en suivant les recommandations des normes **ECSS E-ST-32-01C** et **ECSS E-HB-32-21A**, en s'appuyant sur les formules classiques de Roark (*Formulas for Stress and Strain, Table 11, plaques rectangulaires encastrées sous pression uniforme*).

La paroi est modélisée comme une plaque rectangulaire de côtés  $a$  et  $b$  (avec  $a \leq b$ ), d'épaisseur  $t$ , encastrée sur les quatre côtés et soumise à une pression uniforme  $P$  correspondant à la différence de pression entre l'extérieur (atmosphère) et l'intérieur (vide poussé).

### 4.1 Dimensionnement par contrainte admissible

L'épaisseur minimale de la plaque, en considérant uniquement la résistance en flexion sous pression externe, est donnée par :

$$t \geq k \cdot a \cdot \sqrt{\frac{P}{\sigma_{\text{adm}}}}$$

avec :

- $k$  : coefficient de forme (pour une plaque carrée encastrée,  $k \approx 0.45$ , issu de Roark et confirmé par ECSS),
- $a$  : plus petit côté de la plaque (m),
- $P$  : pression externe appliquée (MPa),
- $\sigma_{\text{adm}}$  : contrainte admissible du matériau.

La contrainte admissible est définie par :

$$\sigma_{\text{adm}} = \frac{R_e}{FoS}$$

où  $R_e$  est la limite élastique et  $FoS$  le facteur de sécurité ( $FoS = 1.25$  selon ECSS E-ST-32-10C).

#### 4.1.1 Données du problème

$$a = 0.4 \text{ m} \quad (\text{côté le plus court}) P = 0.1 \text{ MPa} \quad (\text{pression externe}) R_e = 205 \text{ MPa} \quad (\text{Inox 316L}) FoS = 1.25$$

#### 4.1.2 Calcul de la contrainte admissible

$$\sigma_{\text{adm}} = \frac{205}{1.25} \approx 164 \text{ MPa}$$

#### 4.1.3 Épaisseur minimale

$$t \geq 0.45 \times 0.4 \times \sqrt{\frac{0.1}{164}}$$

$$t \geq 0.18 \times \sqrt{0.000609}$$

$$t \geq 0.18 \times 0.0247 \approx 0.00445 \text{ m} \approx 4.45 \text{ mm}$$

## 4.2 Vérification au flambement

Pour les plaques minces, il est nécessaire de vérifier la résistance au flambement. La contrainte critique est donnée par :

$$\sigma_{\text{cr}} = \frac{k_c \pi^2 E}{12(1 - \nu^2)} \left(\frac{t}{a}\right)^2$$

avec  $k_c \approx 4$  pour une plaque encastrée sur les quatre côtés.

Substitution numérique :

$$\sigma_{\text{cr}} = \frac{4\pi^2 \cdot 193 \times 10^3}{12(1 - 0.3^2)} \cdot \left(\frac{4.45}{400}\right)^2$$

$$\sigma_{\text{cr}} \approx 696\,000 \times 0.000124 \approx 86.3 \text{ MPa}$$

Comparaison :

$$\sigma_{\text{cr}} \approx 86.3 \text{ MPa} \gg P \cdot \frac{b}{t} \approx 9 \text{ MPa}$$

Ainsi, le flambement n'est pas limitant.

## 4.3 Ajout des marges ECSS

Conformément aux règles ECSS :

$$\text{Marge flambement : } \times 1.5 \quad \text{Marge fabrication : } +1 \text{ mm}$$

$$t_{\text{final}} \approx 4.45 \times 1.5 + 1 \approx 7.7 \text{ mm}$$

## 4.4 Épaisseur finale retenue

$$t_{\text{final}} \approx 8 \text{ mm}$$

Ainsi, une épaisseur de **8 mm en Inox 316L** est retenue pour la paroi de la chambre afin de résister à une pression externe de 1 bar, avec les marges ECSS appliquées.

|   | A             | B            | C        | D   | E       | F    | G                           | H                    | I                          |
|---|---------------|--------------|----------|-----|---------|------|-----------------------------|----------------------|----------------------------|
| 1 | Longueur (mm) | Largeur (mm) | Re (MPa) | FoS | P (MPa) | k    | $\sigma_{\text{adm}}$ (MPa) | Epaisseur brute (mm) | Epaisseur finale ECSS (mm) |
| 2 | 400           | 400          | 200      | 3   | 0.1     | 0.45 | 66.66666667                 | 6.971370023          | 11.45705503                |
| 3 |               |              |          |     |         |      |                             |                      |                            |

FIGURE 50 – Calcul automatique en fonction des paramètres

|   | A             | B            | C        | D    | E       | F   | G                    | H                    | I                          |
|---|---------------|--------------|----------|------|---------|-----|----------------------|----------------------|----------------------------|
| 1 | Longueur (mm) | Largeur (mm) | Re (MPa) | FoS  | P (MPa) | k   | $\sigma_{adm}$ (MPa) | Epaisseur brute (mm) | Epaisseur finale ECSS (mm) |
| 2 | 400           | 400          | 200      | 1.25 |         | 0.1 | 0.45                 | 160                  |                            |
| 3 |               |              |          |      |         |     |                      | 4.5                  | 7.75                       |
| 4 |               |              |          |      |         |     |                      |                      |                            |
| 5 |               |              |          |      |         |     |                      |                      |                            |

FIGURE 51 – Epaisseur avec un facteur de sécurité d 1.25

## 5 Conception de la TVC

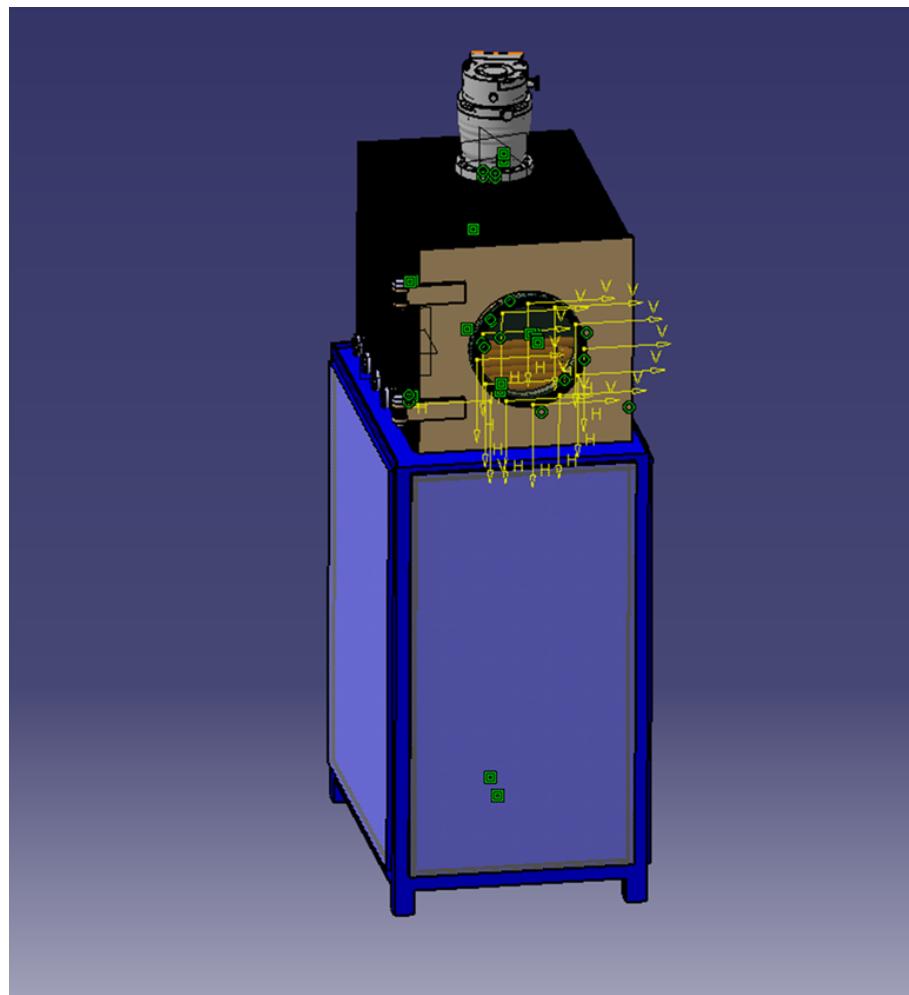


FIGURE 52 – la chambre et son système de fixation

L’illustration met en évidence la chambre et son système de fixation sur le bâti porteur. La face frontale comporte une ouverture équipée d’une bride destinée à l’introduction des échantillons. Le choix d’un châssis tubulaire soudé répond à des impératifs de rigidité et de stabilité tout en assurant une simplicité de fabrication et un bon rapport masse/résistance. L’assemblage a été conçu sous CATIA en prenant en considération les contraintes de rigidité, de stabilité et de répartition des charges. La structure support est dimensionnée pour résister aux efforts engendrés par la mise sous vide et pour garantir la sécurité de l’installation lors de son utilisation. La disposition des interfaces techniques, notamment la bride supérieure pour le raccordement aux pompes et aux capteurs de pression, a été étudiée de manière à optimiser l’intégration des équipements auxiliaires. Cette approche garantit une accessibilité aisée lors des opérations de maintenance et limite les contraintes

lors du montage. L'organisation fonctionnelle de l'ensemble constitue ainsi une étape essentielle dans la préparation à l'industrialisation du système.



FIGURE 53 – Analyse ergonomique

Un mannequin numérique a été intégré afin de réaliser une analyse ergonomique de l'installation. Cette démarche permet de valider l'accessibilité des interfaces opérateur, la posture de travail et la compatibilité de la hauteur de la chambre avec les normes anthropométriques. Cette vérification garantit que l'équipement final sera adapté à une utilisation prolongée dans un environnement de laboratoire, tout en respectant les exigences de confort et de sécurité.

## 5.1 Simulation de pression hydrostatique

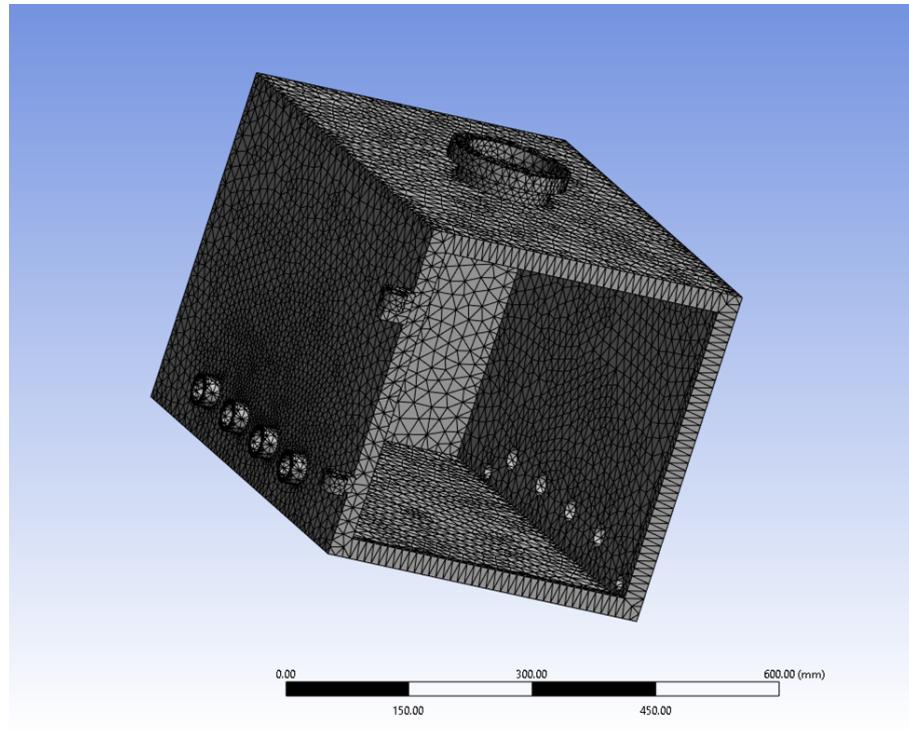


FIGURE 54 – Eléments finis

L’analyse par éléments finis permet de vérifier la tenue mécanique des parois, d’identifier les zones critiques et de confirmer la pertinence des choix de conception, notamment en ce qui concerne les épaisseurs de parois et le dimensionnement du bâti. Ces résultats orientent directement les décisions de conception et sécurisent la phase de fabrication.

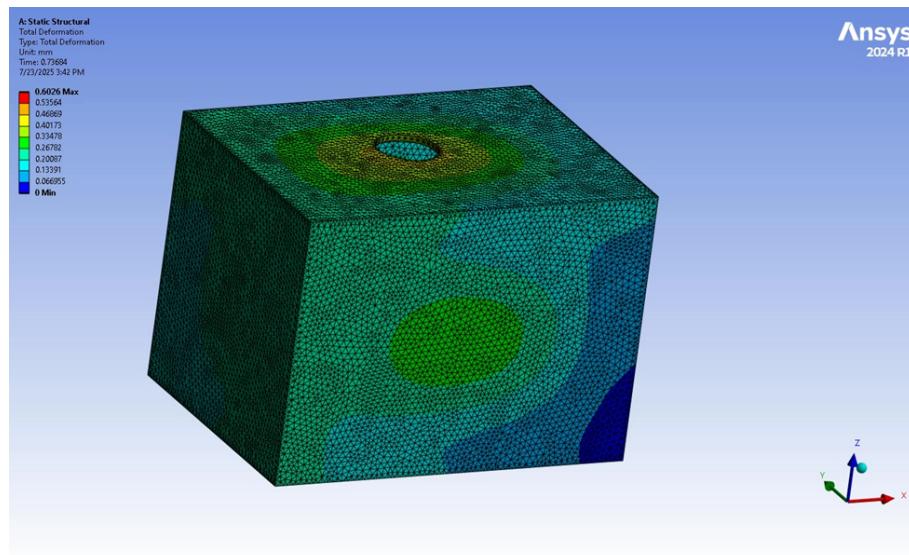


FIGURE 55 – Analyse de déformation totale

Cette Figure 55 présente les résultats d’une analyse de déformation totale de la chambre à vide thermique sous chargement, réalisée avec le logiciel Ansys. La déformation est visualisée à l’aide d’un dégradé de couleurs, où rouge indique la déformation maximale tandis

que le bleu correspond à une déformation nulle. Les résultats montrent que la structure subit une déformation très faible, ce qui témoigne de sa rigidité et de sa capacité à maintenir son intégrité sous les contraintes thermiques et mécaniques simulées. Cette étape nous a permis de valider la conception en termes de résistance mécanique et de confirmer l'adéquation des matériaux utilisés.

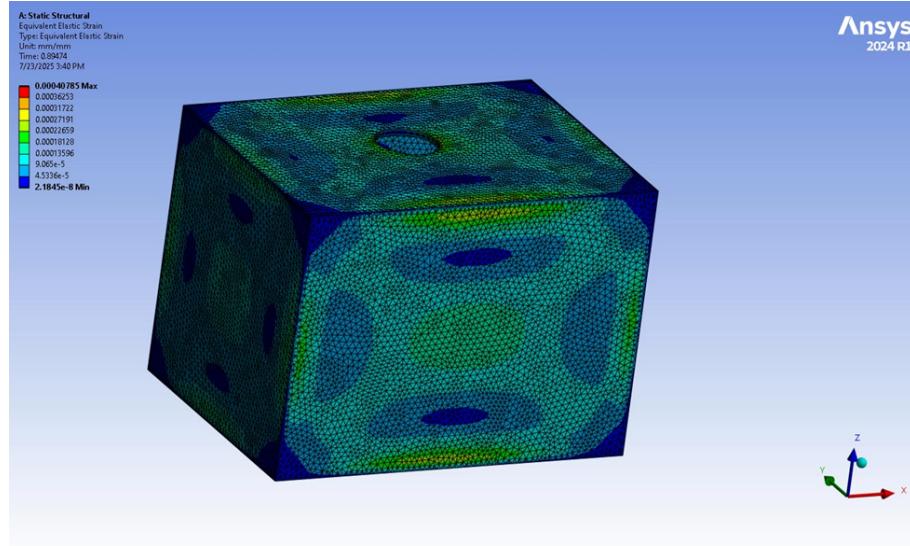


FIGURE 56 – strain élastique équivalent

La Figure 56 illustre la distribution du strain élastique équivalent au sein de la chambre à vide thermique. Cette grandeur représente la déformation élastique subie par le matériau lorsque celui-ci est soumis aux contraintes thermomécaniques. Les zones colorées en rouge sont les plus sollicitées tandis que les régions en bleu sont les moins affectées. Cette carte de strain est essentielle pour identifier les points critiques susceptibles d'atteindre la limite d'élasticité du matériau. J'ai ainsi pu détecter les parties de la chambre nécessitant une attention particulière lors de la fabrication, afin d'assurer la durabilité et la fiabilité de l'équipement.

## 5.2 Vérification de contrainte appliquées sur la table

La chambre à vide thermique est installée sur une table de support spécifiquement conçue pour assurer sa stabilité et sa sécurité durant le fonctionnement. La structure est réalisée à partir d'un châssis métallique en profilés tubulaires soudés, offrant une rigidité élevée et une bonne répartition des charges. Les dimensions de la table ont été choisies de manière à garantir une assise stable tout en limitant l'encombrement au sol. La table est équipée de pieds renforcés assurant une bonne répartition des efforts et pouvant recevoir, si nécessaire, des patins antivibratoires. Cette conception assure ainsi la sécurité de l'opérateur et la fiabilité de l'ensemble du système lors des essais en conditions de vide et de cycles thermiques.

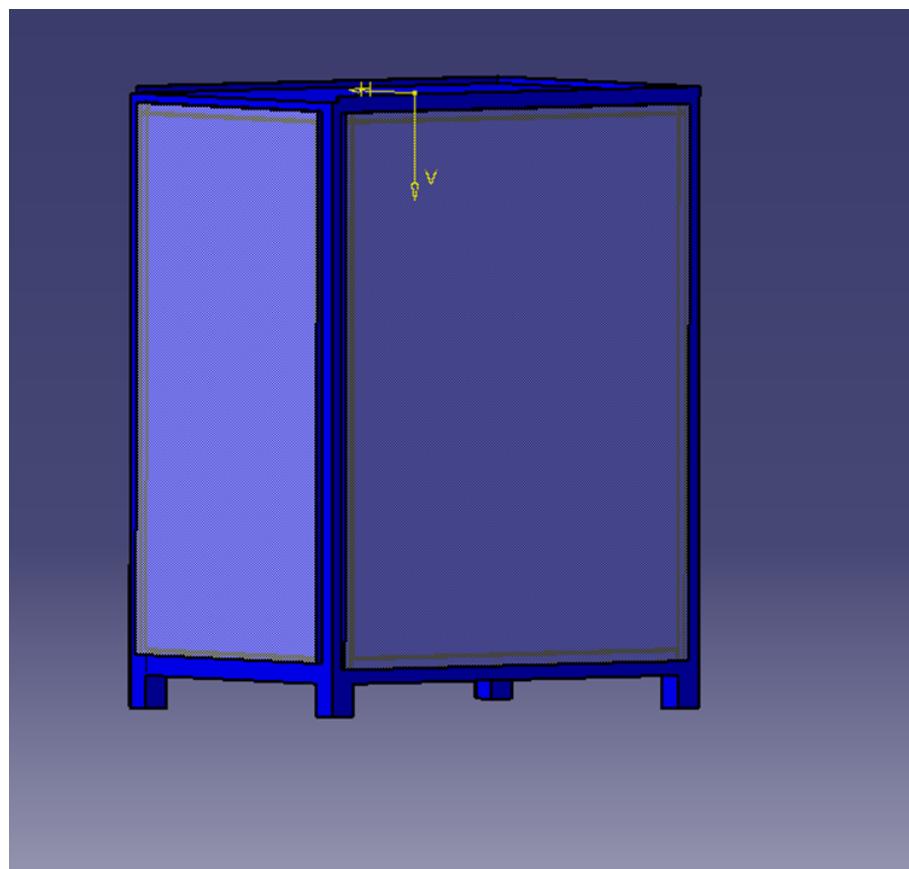


FIGURE 57 – Table support

la déformation totale de la table support sous charge statique de 500 kg. La déformation maximale de 0.091 mm (soit moins d'un dixième de millimètre) indique une rigidité structurale exceptionnelle. La distribution symétrique des déformations, avec décroissance progressive depuis le point de charge maximal jusqu'aux extrémités fixes, révèle un comportement mécanique sain sans concentration de déformation excessive. Une déformation aussi minime (0.091 mm) est négligeable dans le contexte d'une chambre à vide thermique. Elle garantit que la table maintiendra sa planéité et sa stabilité dimensionnelle sous charge, critical pour le positionnement précis des équipements testés. Cette performance structural permet d'assurer la répétabilité des essais et valide la conception mécanique de la table support.

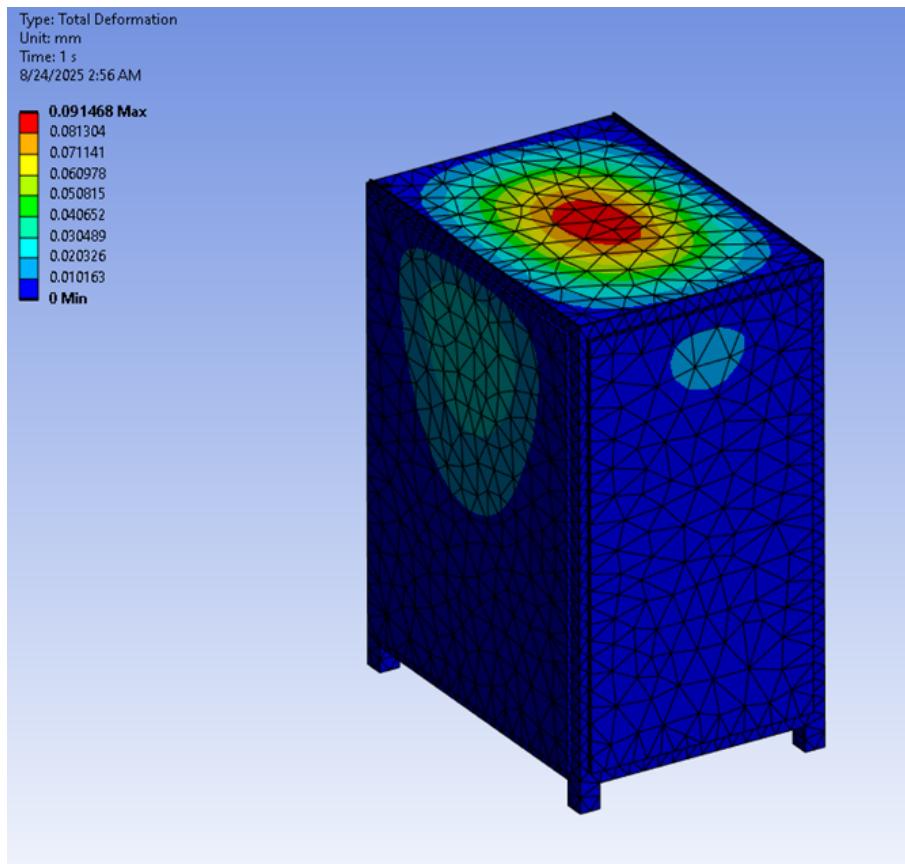


FIGURE 58 – la déformation totale de la table

la distribution des contraintes équivalentes de von Mises sur la structure de la table support sous une charge mécanique de 500 kg. La valeur maximale de 9.83 MPa, bien que localisée, reste extrêmement faible et se situe dans des zones spécifiques de concentration de contrainte (angles ou points de fixation). La progression graduelle des valeurs jusqu'au minimum de 0.00097981 MPa démontre une répartition globalement homogène des efforts dans l'ensemble de la structure.

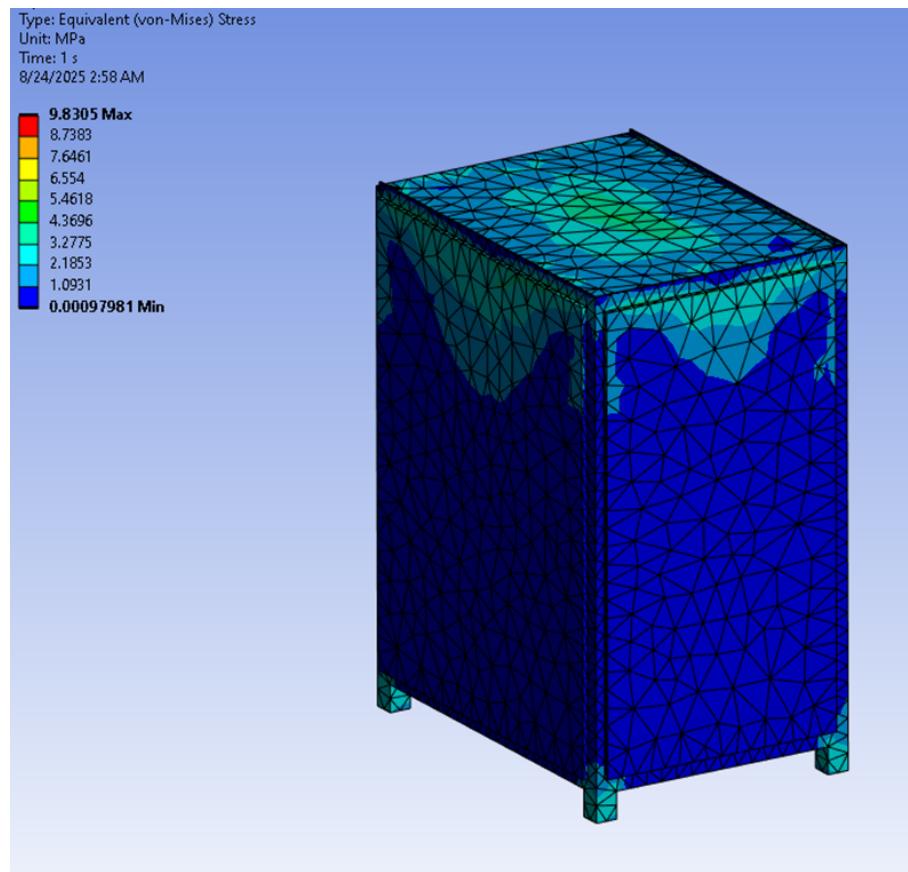


FIGURE 59 – contraintes équivalentes de von Mises

Cette simulation confirme la robustesse de la conception face aux charges opérationnelles. Une contrainte maximale de 9.83 MPa représente seulement 4 pour cent de la limite élastique typique de l'aluminium 6061 (240 MPa), offrant un coefficient de sécurité élevé. Cette marge importante garantit que la table support pourra résister non seulement à la charge prévue de 500 kg, mais également aux charges dynamiques supplémentaires ou aux contraintes thermiques durant le fonctionnement de la chambre.

## 6 Étude thermique

Dans cette partie, nous dimensionnons le système de refroidissement de la chambre à vide en considérant deux aspects :

1. le refroidissement actif des parois par circulation de LN<sub>2</sub> dans un serpentin,
2. le refroidissement radiatif d'un CubeSat placé à l'intérieur de la chambre.

### 6.1 Refroidissement des parois par LN<sub>2</sub>

L'objectif est de refroidir les parois de la chambre de 20 °C à -150 °C en environ 2 h.

#### 6.1.1 Puissance thermique à évacuer

La puissance est donnée par :

$$Q = m \cdot C_p \cdot \Delta T$$

où : -  $m$  est la masse des parois, -  $C_p$  la capacité calorifique massique, -  $\Delta T$  l'écart de température.

Estimation de la masse des parois en Inox 316L :

$$m \approx \rho \times V_{\text{surface}} \times t \approx 8000 \cdot 2 \cdot 0.4 \cdot 0.6 \cdot 0.008 \approx 31 \text{ kg}$$

Avec  $C_p \approx 0.5 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$  et  $\Delta T \approx 170 \text{ }^{\circ}\text{C}$  :

$$Q \approx 31 \cdot 0.5 \cdot 170 \approx 2635 \text{ kJ}$$

Pour un refroidissement en 2 h = 7200 s :

$$\dot{Q} \approx \frac{2635}{7200} \approx 0.365 \text{ kW}$$

#### 6.1.2 Débit de LN<sub>2</sub> nécessaire

En prenant la chaleur latente de vaporisation  $L_v \approx 199 \text{ kJ/kg}$  :

$$\dot{m}_{\text{LN2}} = \frac{\dot{Q}}{L_v} \approx \frac{365}{199} \approx 1.8 \text{ g/s} \approx 6.5 \text{ kg/h}$$

#### 6.1.3 Échange thermique avec serpentin

Le transfert est calculé avec la loi générale :

$$Q = U \cdot A \cdot \Delta T_{\text{lm}}$$

avec :

$$A = \pi D_{\text{ext}} L$$

$$\Delta T_{\text{lm}} = \frac{(T_{w,in} - T_{f,out}) - (T_{w,out} - T_{f,in})}{\ln \frac{T_{w,in} - T_{f,out}}{T_{w,out} - T_{f,in}}}$$

Hypothèses :

$$T_{w,in} = 25^\circ\text{C}, \quad T_{w,out} = -150^\circ\text{C}, \quad T_{f,in} = -196^\circ\text{C}, \quad T_{f,out} = -150^\circ\text{C}$$

$$D_{ext} = 8 \text{ mm}, \quad Q \approx 365 \text{ W}$$

#### 6.1.4 Calcul de la LMTD

$$\Delta T_{lm} = \frac{175 - 46}{\ln(175/46)} \approx \frac{129}{1.34} \approx 96.3 \text{ K}$$

$$\Delta T_{lm} \approx 96 \text{ K}$$

#### 6.1.5 Coefficient global de transfert

$$\frac{1}{U} = \frac{1}{h_{in}} + \frac{t_{tube}}{k_{tube}} + \frac{1}{h_{contact}}$$

Avec :  $h_{in} \approx 800 \text{ W/m}^2.\text{K}$  (ébullition LN<sub>2</sub>),  $k_{tube} \approx 380 \text{ W/m.K}$ ,  $t_{tube} = 1 \text{ mm}$ ,  $h_{contact} \approx 1000 \text{ W/m}^2.\text{K}$ .

$$\frac{t_{tube}}{k_{tube}} \approx \frac{0.001}{380} \approx 0.0026 \text{ m}^2.\text{K/W}$$

$$U \approx \left( \frac{1}{800} + 0.0026 + \frac{1}{1000} \right)^{-1} \approx 270 \text{ W/m}^2.\text{K}$$

#### 6.1.6 Longueur de serpentin nécessaire

$$L = \frac{Q}{U \cdot \pi \cdot D \cdot \Delta T_{lm}}$$

$$L = \frac{365}{270 \cdot \pi \cdot 0.008 \cdot 96.3} \approx 55.9 \text{ m}$$

$$L \approx 56 \text{ m}$$

—

## 6.2 Refroidissement radiatif du CubeSat

Une fois les parois refroidies, le seul mode d'échange thermique entre le CubeSat et les parois (shroud) est le rayonnement.

### 6.2.1 Formule du flux radiatif net

$$Q_{rad} = \frac{\sigma A (T_{shroud}^4 - T_{sat}^4)}{\frac{1}{\varepsilon_{shroud}} + \frac{1}{\varepsilon_{sat}} - 1}$$

où :  $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2.\text{K}^4$ ,  $A$  : surface du CubeSat,  $\varepsilon$  : émissivités effectives.

### 6.2.2 Données CubeSat 1U

$$\text{Dimensions : } 10 \times 10 \times 10 \text{ cm} \Rightarrow A \approx 0.06 \text{ m}^2$$

$$m \approx 1.5 \text{ kg}, \quad C \approx 0.9 \text{ kJ/kg.K}$$

$$\varepsilon_{shroud} \approx 0.9 \quad (\text{noirmat}), \quad \varepsilon_{sat} \approx 0.6$$

$$T_{shroud} = -150^\circ\text{C} = 123 \text{ K}, \quad T_{sat} = 25^\circ\text{C} = 298 \text{ K}$$

### 6.2.3 Émissivité équivalente

$$\frac{1}{\varepsilon_{eq}} = \frac{1}{\varepsilon_{shroud}} + \frac{1}{\varepsilon_{sat}} - 1$$

$$\varepsilon_{eq} \approx 0.53$$

### 6.2.4 Flux radiatif initial

$$Q_{rad} = \varepsilon_{eq} \cdot \sigma A (T_{sat}^4 - T_{shroud}^4)$$

$$Q_{rad} \approx 0.53 \cdot 5.67 \times 10^{-8} \cdot 0.06 \cdot (298^4 - 123^4)$$

$$Q_{rad} \approx 13.8 \text{ W}$$

$$Q_{rad} \approx 14 \text{ W}$$

### 6.2.5 Temps de refroidissement du CubeSat

Énergie à retirer :

$$E = m \cdot C \cdot \Delta T = 1.5 \cdot 0.9 \cdot (298 - 123) \approx 237 \text{ kJ}$$

Temps de refroidissement (à flux constant) :

$$t \approx \frac{E}{Q} = \frac{237000}{14} \approx 16900 \text{ s} \approx 4.7 \text{ h}$$

En réalité, le flux radiatif diminue fortement à mesure que  $T_{sat} \rightarrow T_{shroud}$ . Le temps de refroidissement réel est donc plutôt de l'ordre de 8 à 12 h.

### 6.3 Simulation thermique

La conception de ce système est le fruit d'un compromis entre performance thermique, intégrité structurelle sous vide et faisabilité manufacturière. Le choix d'un matériau à haute conductivité thermique (comme l'aluminium 6061-T6 ou le cuivre) pour ces éléments permet une réponse rapide aux sollicitations thermiques. La configuration en serpentin minimise les pertes de charge et assure un écoulement laminaire, essentiel pour un contrôle précis de la température. Cette solution robuste et efficace garantit le respect des profils thermiques spatiaux stricts (cycles rapides de -150°C à +150°C) tout en maintenant l'étanchéité parfaite exigée par le vide poussé (10<sup>-6</sup> mbar).

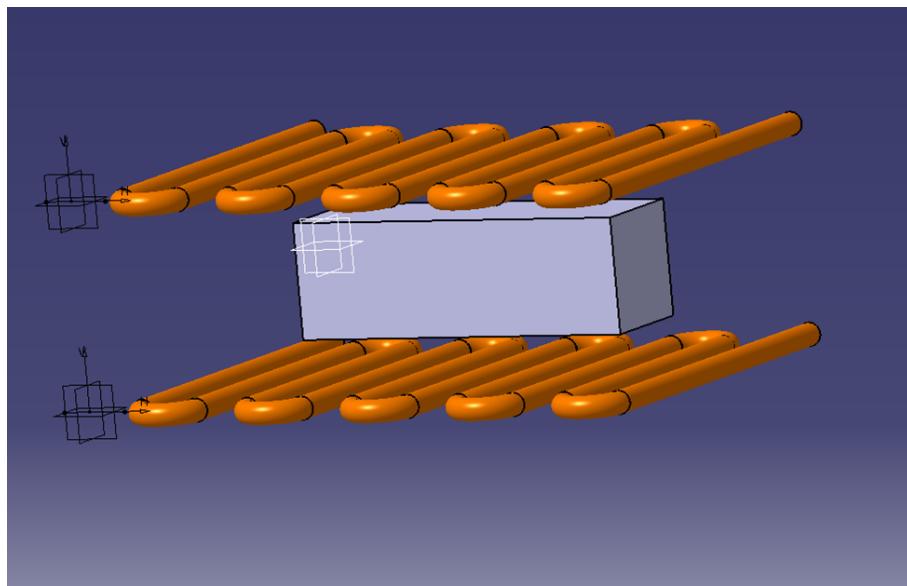


FIGURE 60 – Echangeur thermique

La géométrie a été idéalisée en maintenant strictement les volumes et surfaces contribuant aux transferts thermiques et à la résistance structurelle. Les parties complexes comme les joints soudés ont été modélisées comme des contacts parfaits, et les matériaux homogénéisés. Cette simplification est une étape méthodologique indispensable pour rendre les calculs exploitables sans sacrifier la précision des résultats physiques. Elle permet de concentrer le maillage élément fini sur les zones de et de réduire drastiquement le temps de calcul. Les validateurs de convergence ont confirmé que cette approche conservait une représentativité fidèle du comportement réel de la chambre. Cette modélisation intelligente a permis d'optimiser iterativement l'épaisseur des parois et la configuration du refroidissement avant prototypage, réduisant les coûts et les risques.

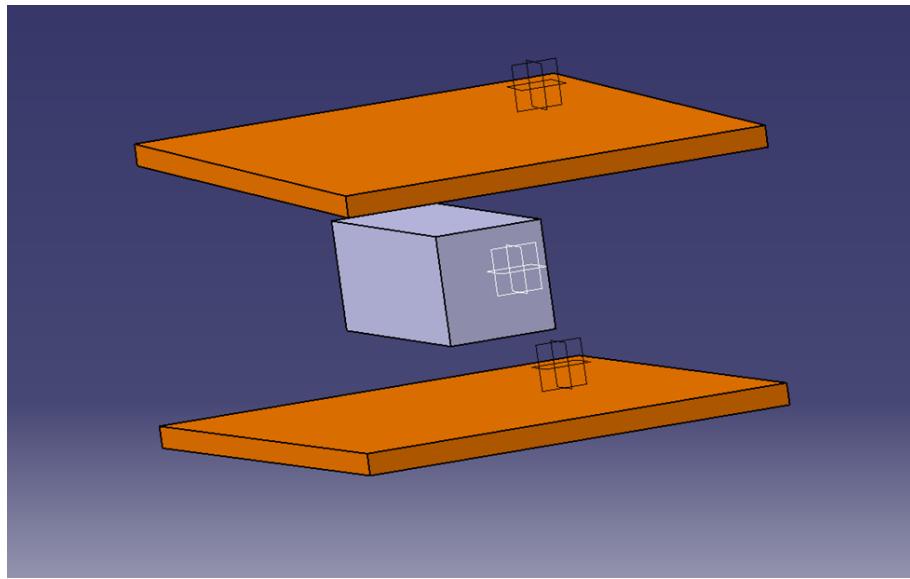


FIGURE 61 – Simplification de la géométrie

les résultats de simulation thermique de la chambre à vide, avec une échelle de température spécifiant une plage cryogénique de -150°C à -40°C. La valeur de -150°C correspond précisément à la température de surface des plaques échangeuses thermiques intégrées au système de refroidissement. La simulation montre comment le froid est transmis depuis ces plaques vers l'ensemble de la structure, avec un gradient progressif qui atteint -40°C dans les zones les plus éloignées du système de refroidissement.

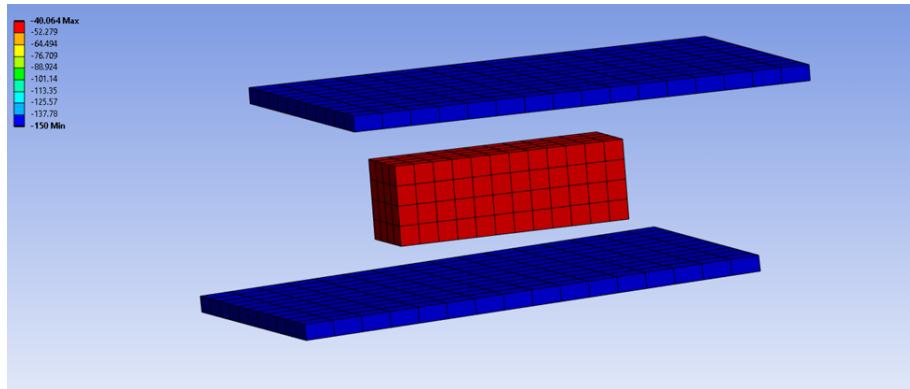


FIGURE 62 – les résultats de simulation thermique refroidissement

|                     | Metal Sheath | Quartz Tube | Quartz Lamp | Catalytic | Flat Faced Panel | Ceramic |
|---------------------|--------------|-------------|-------------|-----------|------------------|---------|
| Radiant Efficiency  | 56 %         | 61 %        | 86 %        | 80 %      | 88 %             | 96 %    |
| Physical Strength   | High         | Low         | Very Low    | High      | Medium           | Medium  |
| Heat-Up / Cool-down | Slow         | Fast        | Very Fast   | Very Slow | Slow             | Slow    |
| Temperature         | 1400°F       | 1600°F      | 4000°F      | 800°F     | 1600°F           | 1300°F  |
| Color Sensitivity   | Low          | Low         | High        | Low       | Low              | Low     |

FIGURE 63 – Le choix du tube thermique

Le choix du tube de quartz s'est imposé pour sa capacité à atteindre brièvement des températures élevées nécessaires au "baking" initial de la chambre.

Cette étape critique permet d'éliminer les dépôts et contaminants résiduels par sublimation sous vide avant les tests proprement dits. Bien que la température opérationnelle normale soit maintenue autour de 100°C pendant les simulations, la capacité à monter rapidement à des températures extrêmes (jusqu'à 1600°F) assure une décontamination efficace des parois internes, garantissant l'intégrité des conditions de vide pendant les essais thermiques des équipements spatiaux.

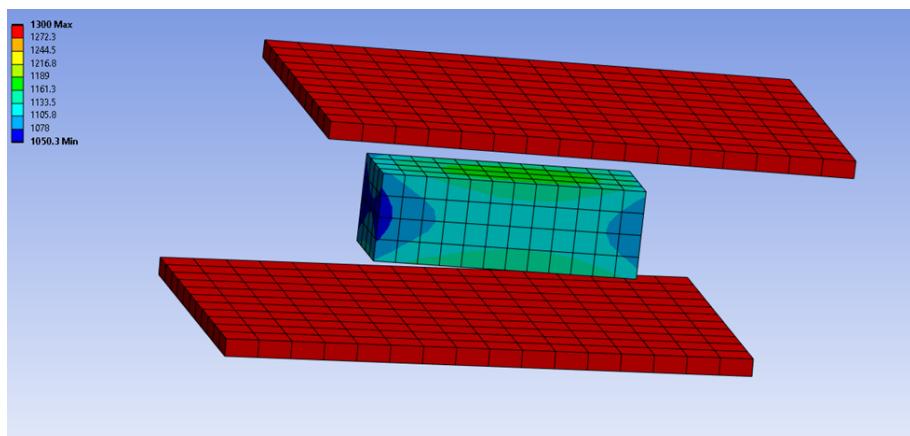


FIGURE 64 – Simulation thermique

Cette échelle indique la plage de température utilisée spécifiquement pour la phase de décontamination initiale ("baking") de la chambre à vide. Les températures comprises entre 1050.3°F (566°C) et 1300°F (704°C) correspondent au cycle thermique appliqué pour éliminer par sublimation toute trace d'humidité, de contaminants organiques ou de dépôts susceptibles de se vaporiser lors des tests sous vide. Cette procédure de chauffage à haute température est une étape indispensable dans la préparation d'une chambre à vide thermique pour tests spatiaux. Le maintien de températures supérieures à 1000°F pendant une durée contrôlée permet la désorption complète des molécules d'eau adsorbées sur les surfaces internes et l'élimination de tout contaminant volatile. Bien que la simulation proprement dite se déroule à 100°C, ce prétraitement thermique rigoureux garantit l'obtention et le maintien d'un vide de qualité spatiale (10 mbar) pendant les essais, essentiel pour la validation fiable des équipements destinés à l'environnement spatial.

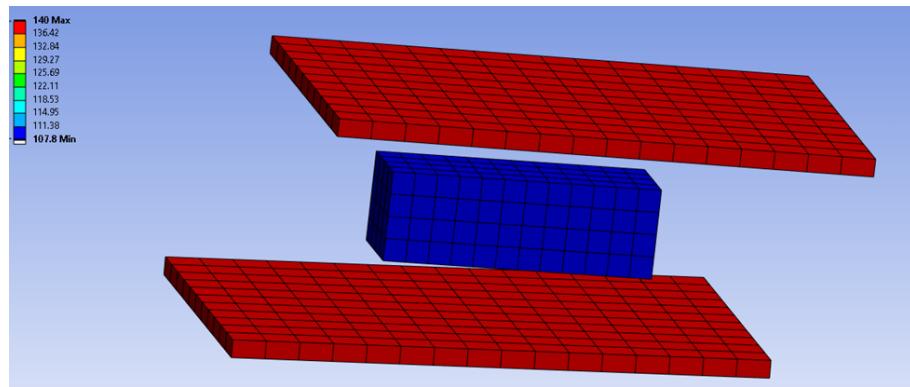


FIGURE 65 – Simulation thermique

Pour atteindre et maintenir précisément une température de 100°C dans la chambre à vide, le système de chauffage par tubes de quartz est piloté par un contrôleur PID (Proportionnel-Integral-Dérivé) couplé à des thermocouples de type K placés stratégiquement dans l'enceinte. La puissance électrique délivrée aux éléments chauffants est régulée en continu pour compenser les pertes thermiques et maintenir une stabilité de  $\pm 1^\circ\text{C}$ . La faible inertie thermique des tubes de quartz permet des ajustements rapides et précis, tandis que leur efficacité radiative assure un transfert de chaleur homogène dans tout le volume de la chambre, sans créer de gradient thermique significatif. Cette température de 100°C est suffisante pour simuler les conditions thermiques de nombreux scénarios orbitaux tout en garantissant la sécurité des équipements testés. Le maintien de cette température modérée après le cycle de "baking" à haute température prévient toute re-condensation de vapeur d'eau résiduelle et assure la stabilité des conditions de vide. Des essais de validation ont confirmé que cette température permet d'atteindre et de maintenir un vide de l'ordre de 10 mbar, suffisant pour la plupart des tests d'équipements spatiaux, tout en minimisant la consommation énergétique du système par rapport aux températures plus élevées.