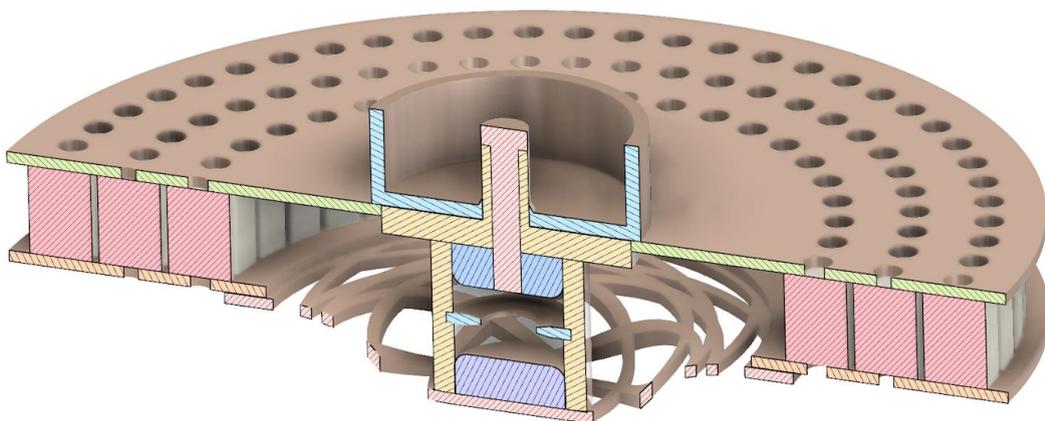
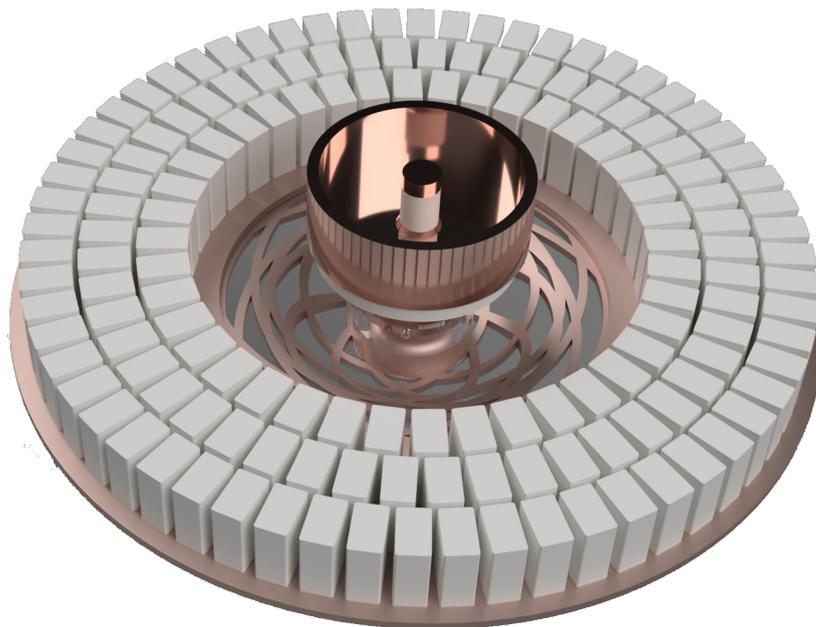


# Propulsion spatiale de microsatellite par focalisation de plasma dense (DPF)

Approche expérimentale en environnement "DIY"

CC BY NC SA - Electrolab - S. Radix - Y. Avelino



# Table des matières

<b>Table des matières</b>	<b>2</b>
<b>Introduction</b>	<b>3</b>
Contexte	3
Génèse du projet	4
<b>Qualification en environnement radiatif</b>	<b>5</b>
Contexte :	5
Cas d'un composant unitaire	5
Cas d'un système ou sous-système	6
Effet de dose / Total Ionising Dose :	6
Effet singulier / Single-event Effect :	7
<b>Focalisation de plasma dense (DPF)</b>	<b>8</b>
<b>Conclusion</b>	<b>9</b>
<b>DPF et propulsion spatiale</b>	<b>10</b>
Principe d'application	10
Éléments de conception	10
Moyens de fabrication et d'essais	11
<b>Approche expérimentale</b>	<b>13</b>
Architecture et dimensionnement	13
Banque de condensateurs	13
Dimensionnement du barreau isolant anode-cathode	17
Dimensionnement de l'anode	18
Dimensionnement de la cathode	18
Forme de l'anode et forme de la cathode	19
Choix du gaz, Diffuseur de gaz, Pression de fonctionnement	19
Conception mécanique	21
<b>Prochaines étapes</b>	<b>24</b>
<b>Glossaire</b>	<b>25</b>
<b>Bibliographie</b>	<b>26</b>

# Introduction

## Contexte

L'Electrolab ([www.electrolab.fr](http://www.electrolab.fr)) est une association loi 1901 située à Nanterre dont l'objet social est «la diffusion des connaissances dans le domaine des sciences et des techniques».

Fondé en 2010 par des passionnés de tous horizons, c'est un établissement culturel dont le leitmotiv est la réappropriation des technologies et des moyens industriels par les citoyens.

L'Electrolab est un point physique de renouveau des artisanats dans le plus grand éventail possible de disciplines. Il héberge les initiatives du territoire dans une logique de co-working et de co-living autour de moyens rassemblés dans un même espace :

- L'immersion de porteurs de projets dans un lieu d'émulation riche de compétences et d'équipements de classe industrielle.
- L'accueil d'ateliers pratiques et théoriques permettant l'éducation de tous et le partage des connaissances.
- La tenue de conférences permettant au citoyen d'élargir son champ des possibles.
- Le support de zones à activités dédiées disposant de moyens optimaux assurant à chacun de profiter du meilleur de la technologie dans son domaine.
- L'accueil et la résidence ponctuelle d'acteurs de rang international.

L'association constitue donc le carrefour d'une communauté dynamique où les initiatives entrent en résonance avec la technologie.

De par sa nature, et de par l'ADN qu'il partage avec le projet Fédération de l'association Open Space Makers, l'Electrolab a naturellement été impliqué dès les premières heures, et il en est l'un des partenaires historiques.

Fédération Open Space Makers (FOSM) a pour objet l'animation d'un réseau d'acteurs développant des solutions libres dans domaine du spatial, et agit pour un accès démocratisé à l'espace. Pour mener à bien cette mission, FOSM s'est dotée d'une plateforme dématérialisée d'échange et de gestion de projets.

Dans le but d'étoffer cette dynamique, le Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) a sollicité l'association Electrolab afin de bâtir l'un des projets pilotes de cette plateforme.

Le présent document constitue la réponse de l'Electrolab à cette demande.

## Génèse du projet

Au cours de l'année 2018, FOSM a développé une plateforme d'échange et de gestion de projet ayant pour objet l'animation d'une communauté de passionnés rassemblés autour d'un but : développer des briques fonctionnelles sous licence libre dans le domaine du spatial.

C'est donc à une double problématique que doivent répondre les premiers projets que doit héberger cette plateforme :

- constituer une base d'émulation pour la communauté (faire naître des "side projects", inspirer de nouvelles idées, pousser à la structuration en équipes...),
- être au cœur des thématiques d'accès à l'espace

En pratique, le premier paramètre limitant les opérations spatiales pour les amateurs est le coût, et une large part de ce coût est liée à l'utilisation de matériels développés et validés unitairement pour des besoins hyperspécialisés.

Dans ce contexte, c'est donc l'ensemble du cycle de vie du matériel spatial qui est à revisiter. Un des leitmotivs du mouvement "hacker" est le détournement d'objets et leur rétroingénierie en vue de les rendre adaptables, et améliorables. Un grand nombre de produits (capteurs, actionneurs, blocs fonctionnels divers) peuvent être issus de cette démarche, et existent sur étagère (fonctions dites "COTS" - commercial off-the-shelf) sans pour autant être qualifiées pour le vol.

Une approche permettant de faire progresser l'accès à l'espace est donc le développement de moyens d'essais faciles à dupliquer permettant d'évaluer la compatibilité soit de produits "COTS", soit de qualifier des modules conçus et fabriqués par la communauté.

Dans un premier temps, cette étude s'intéresse aux essais de résistance aux radiations, aux niveaux d'énergie à simuler pour obtenir des résultats représentatifs des conditions réelles, et donc, in fine aux sources radiatives nécessaires.

Malheureusement, l'analyse des données montre que, si l'obstacle n'est pas strictement technologique, les niveaux de radiations nécessaires aux essais présentent un risque pour la santé nous interdisant de concevoir tout prototype sans l'encadrement de structures compétentes.

En revanche, l'étude de la technologie de focalisation de plasma dense (DPF), initialement examinée en tant que source de neutrons, montre que son application dans le domaine de la propulsion spatiale devrait nous pousser à de plus amples explorations.

Cette étude décrit donc la conception d'un prototype de moteur pour microsatellite utilisant la technologie du DPF dans le cadre d'un plasma d'argon non radiatif.

# Qualification en environnement radiatif

Avant d'être un projet d'étude de propulseur ce projet a débuté en tant qu'étude de faisabilité d'un banc de test aux radiations afin de faciliter la caractérisation de COTS.

Nous aborderons ici brièvement quel fut le cheminement de notre réflexion et comment d'une problématique de résistance aux radiations nous en sommes arrivés à un système de propulsion électrique.

## Contexte :

Il est bien connu de tous les fabricants de satellites, qu'ils soient amateurs comme professionnels, que l'espace est un environnement baigné dans un ensemble de rayonnement et de particules à haute énergie.

La nature et l'intensité de ces radiations variera considérablement avec le temps, notamment en fonction des cycles solaires mais aussi avec l'altitude et le type d'orbite. Si le satellite est amené à traverser régulièrement la ceinture de Van Allen, ou à évoluer au-delà, les niveaux d'exposition seront considérablement supérieurs aux niveaux subis en orbite basse.

Devant cette complexité et opérant le plus souvent en orbite basse (LEO), le concepteur de microsatellite amateur se retrouve souvent dans une situation où il négligera la problématique de la qualification de la viabilité de son matériel en environnement radiatif.

C'est face à ce constat que l'équipe de l'Electrolab s'est concentrée sur l'étude de la faisabilité d'un système de mesure de l'effet des rayonnements ionisants sur les COTS qui soit sécurisé et abordable tant techniquement que financièrement.

Précisons que dans ce document nous n'aborderons pas les effets physiques de l'impact des radiations sur les composants électroniques, ce sujet étant largement documenté. [1],[2],[3],[4],[5]

Précisons là encore que l'objectif n'est pas de reproduire à l'identique les moyens et résultats industriels mais de définir quel pourrait être le seuil minimal de moyens à mettre en œuvre pour obtenir une qualification qualitative pertinente à un usage non commercial et de savoir si ce seuil minimal est compatible avec une politique de sécurité stricte.

Pour juger de la pertinence de la réalisation d'un banc de test il faut tout d'abord s'assurer de la pertinence de la réalisation dudit test. Nous en sommes venus à considérer principalement deux cas de figure : le cas du test d'un composant unitaire et le cas du test d'un système ou sous-système.

## Cas d'un composant unitaire

Le cas de la question de la tenue aux radiations d'un composant est le plus simple. L'approche qui peut sembler la plus logique est de chercher un composant durci (Hardened). Cependant il n'existe que peu de composants qui soient durcis et ils sont produits en faible quantité avec des procédés complexes. La somme de ces facteurs rend ces composants extrêmement coûteux, se pose alors la question de la rentabilité. Le taux d'exposition moyen en LEO est de 1krad/an [1], un composant durci

est généralement donné pour résister à 20krad. Les durées de mission des satellites amateur étant généralement de quelques mois, quelques années tout au plus, le doublement ou triplement du prix du satellite lié aux composants durcis rend la chose intéressante.

L'approche opposée serait de valider l'ensemble des composants. Cette opération représente un coût conséquent, des délais longs [4],[5] et la destruction de nombreuses pièces, le tout sans garantir l'obtention de résultats significatifs.

Cette démarche semble particulièrement inadaptée au développement de microsatellites amateurs, ces derniers impliquant des cycles de développement très courts et des budgets limités.

Ajoutons à ces considérations qu'une voie intermédiaire existe car certains constructeurs publient (bien que trop rarement) le résultat des essais de résistance aux radiations de certains de leurs produits.

Ceux-ci n'étant pas durcis, les coûts ne s'envolent pas, et, à défaut d'améliorer la résistance aux radiations d'un composant, on peut a minima faire un choix éclairé.

L'ensemble de ces paramètres tendent à montrer que la conception et la réalisation d'un banc d'essais en vue de la qualification de composants unitaires ne présente pas à ce stade un intérêt majeur.

## Cas d'un système ou sous-système

Si l'objet est un système complet ou sous-système alors il n'y a d'autre choix que de procéder aux essais avec tous les impacts financiers et temporels qu'ils impliquent.

En effet, dans ce cas, la résistance ou la qualification d'une sous-partie ou composant ne signifie pas obligatoirement la résistance du tout, et une validation par essais est alors indispensable.

Dans le cas de mémoires implantées dans des systèmes de calcul par exemple, la stratégie de durcissement peut passer bien sûr par le choix de composants durcis, mais aussi (et ces stratégies ne sont pas exclusives) par la gestion des erreurs qui apparaissent dans l'espace mémoire. L'aspect algorithmique peut alors tout à fait rentrer dans la stratégie de durcissement, tout comme les stratégies liées aux redondances, qu'elles soient matérielles ou logicielles.

Quand on parle de résistance aux effets des radiations on parle principalement de deux types d'effets.

## Effet de dose / Total Ionising Dose :

Les effets de dose (ou dose totale) sont liés à l'accumulation de charges électriques au sein des différentes couches des composants. Ces effets sont cumulatifs et la manifestation de leurs effets peut être plus ou moins longue.

Les procédures de test mettent en œuvre une succession de phases d'exposition à un rayonnement à haute énergie et de phases de repos ou de diffusion à haute température du composant testé. Ces essais peuvent se dérouler sur des périodes pouvant atteindre plusieurs mois. [4]

Si l'exposition au cobalt 60 ( $^{60}\text{Co}$ ) est le standard industriel, une exposition à un rayonnement X de 10keV semble suffisante pour qualifier de manière satisfaisante la résistance d'un composant aux TID dans un temps similaire. [1]

Hors cadre professionnel spécialisé, l'usage de cobalt 60, et en général de toute source passive, est à proscrire. Que ce soit d'un point de vue de l'infrastructure technique à mettre en œuvre et des coûts associés mais surtout d'un point de vue sécurité.

Une source X active serait une voie plus accessible, le plus faible niveau d'énergie mis en jeu rendant réaliste l'encapsulation du volume de test dans une enceinte de confinement d'un volume raisonnable. En revanche la combinaison de la dose élevée avec un temps d'exposition long est un facteur augmentant sensiblement le risque global d'accident.

## Effet singulier / Single-event Effect :

Contrairement aux effets de dose qui sont cumulatifs, les effets singuliers sont liés à l'interaction d'une unique particule chargée à haute énergie (1MeV - X GeV : ion lourd, proton à haute énergie, ...) avec le composant. Ces effets peuvent soit être transitoires (Single Event Upset / SEU) ou permanents (Single Event Latchup / SEL).

Procédure de test : bombarder le composant à tester sous un angle variable avec un faisceau de protons de quelques dizaines à quelques centaines de MeV ou d'ions lourds capable de pénétrer 40um de silicium.[5]

Hors cadre professionnel spécialisé il semble totalement irréaliste de travailler avec un faisceau de protons de plusieurs MeV que ce soit du point de vue de la complexité, du coût de la réalisation et de la surface occupée mais surtout des problèmes liés à la sécurité pendant et après l'exploitation (énergie mise en œuvre, radiations secondaires, activation des matériaux, ...).

Plutôt qu'un faisceau de protons, l'utilisation d'un faisceau d'ions semble plus prometteuse, et un des dispositifs les plus simples capable de générer des jets d'ions à haute énergie est l'appareil appelé dense plasma focus (DPF).

## Focalisation de plasma dense (DPF)

Les appareils désignés par l'appellation "Dense plasma focus (DPF) sont un type d'accélérateur plasma de la famille des z-pinch qui produisent des jets brefs de :

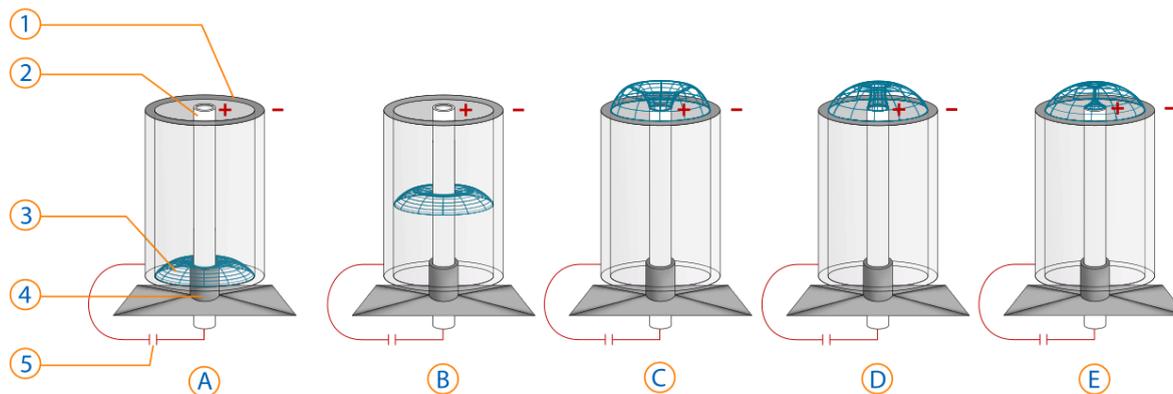
- faisceau de plasma chaud (  $T \sim \text{keV}$ ) à haute vitesse (  $v \sim 10^5 \text{m/s}$ )
- faisceau d'ions à haute énergie ( de quelques keV à quelques MeV )
- faisceau d'électrons ( de quelques keV à quelques MeV )
- rayons X mous ( 0.1-10 keV)
- rayons X durs ( $>10 \text{keV}$ )
- Neutrons de fusion, si utilisation de deutérium, monochromatiques (  $E = 2.45 \text{ et } 14 \text{MeV}$ ) ainsi que de neutrons dans la gamme d'énergie allant de 2 à 11MeV

### Principe de fonctionnement :

L'anode centrale (2) de la cavité de focalisation du plasma est connectée à un générateur d'impulsions électriques de haute puissance (Banque de condensateurs) (5). Une décharge électrique entre anode (2) et cathode (1) se produit alors au sein du gaz sous pression réduite (quelques mbar) remplissant l'enceinte, par claquage le long de l'isolant (4) entourant la base de l'anode. Cette décharge donne naissance à une nappe de courant et de plasma (3) qui prend la forme d'un paraboloïde à symétrie axiale (figure A). Cette nappe, soumise à la force de Laplace produite par l'interaction du courant anode-cathode avec le champ magnétique auquel il donne naissance, progresse rapidement du fond vers l'extrémité supérieure de l'anode (figure B). Cette première phase est qualifiée de phase de propagation axiale ou simplement phase axiale.

Lorsque la nappe dépasse l'extrémité supérieure de l'anode, sa partie centrale se resserre sous l'effet du champ magnétique jusqu'à former un cordon qui la maintient reliée à l'anode (figures C à E). Cette deuxième phase est qualifiée de phase de compression radiale.

Le cordon de plasma dense subit rapidement, de façon similaire à un Z-pinch, une violente striction axiale (pincement), puis des instabilités se créent et finalement le cordon se rompt. Les bouffées intenses de rayonnement électromagnétique et de particules, décrites plus tôt, se produisent pendant les phases de plasma dense et de rupture. Ces phases critiques durent typiquement de quelques dizaines de nanosecondes pour une petite machine (kJ, 100 kA) à environ une microseconde pour une grande (MJ, plusieurs MA).



Principe de fonctionnement d'un *plasma focus* selon la configuration de Mather

1: cathode - 2: anode - 3: nappe de courant et de plasma - 4: isolant électrique - 5: générateur d'impulsions électriques de haute puissance

Aujourd'hui les DPF sont principalement étudiés en tant que banc d'étude de la dynamique des plasmas, de source pulsée EUV, rayons X, de neutron ou encore d'ions à haute énergie.

Pour une énergie donnée de nombreux paramètres de design d'un DPF influent sur les propriétés du faisceau d'ion produit telles que la focalisation du faisceau, son intensité ou le niveau d'énergie des ions.

On citera notamment :

- Pression du gaz : intensité du faisceau [6],[7]
- Forme de l'anode, si une électrode cylindrique est optimale pour la production de neutrons de fusion, une anode conique sera plus adaptée à la production d'un faisceau d'ion fin. [7]

## Conclusion

À ce stade le frein n'est donc pas technique, la possibilité d'utiliser un DPF en tant que source de rayonnement semble être une voie intéressante. En revanche, la nature, l'intensité et l'énergie des rayonnements à mettre en œuvre rendent inenvisageable la poursuite des travaux sans adjoindre à l'équipe des professionnels qualifiés dans le domaine de la radioprotection.

En cela l'initiative FOSM représente une opportunité majeure en permettant la rencontre des univers professionnels et des amateurs passionnés.

En particulier, le vaste champ d'expérimentation entourant un tel projet pourra permettre la mise en action d'une véritable structuration d'équipes coordonnées. En œuvrant collectivement au travers de divers projets à ce processus de recherche & développement réellement ouvert, les résultats pourront être mis à disposition en tant que véritable commun.

# DPF et propulsion spatiale

Le chapitre précédent montre que le champ d'application du DPF est vaste. En particulier, l'usage en tant que propulseur semble pouvoir devenir un réel point de rupture vis-à-vis des technologies spatiales et représente en tant que tel une opportunité d'étude tout à fait digne d'intérêt.

En particulier, un paramètre ayant retenu notre attention est la possibilité de mise en œuvre sur de petites plateformes.

En ouvrant la voie vers l'usage d'un DPF en tant que propulseur sur un microsatellite, c'est en réalité une évolution drastique qui est permise en termes de type de missions et de durée de vie pour ces missions, puisque la compensation de la traînée aérodynamique devient par exemple possible.

## Principe d'application

Nous l'avons vu plus tôt, vu sous un angle élémentaire, un DPF est un dispositif qui, par accélération et compression électromagnétiques, donne naissance à un jet de matière (cordon) à l'état de plasma. En générant ce jet de matière directif à grande vitesse, et donc en éjectant une certaine masse de matière, un couple de forces action/réaction est créé, permettant ainsi d'obtenir un déplacement de l'objet dont le DPF est solidaire.

En pratique, une étude bibliographique permet de mettre en avant quelques travaux sur la viabilité d'un tel procédé pour la propulsion spatiale mais uniquement à grande échelle. [8]

En revanche, nous n'avons rencontré aucune étude sur la pertinence de ces systèmes en tant que dispositif de propulsion à petite échelle.

## Éléments de conception

Si la littérature traitant de l'usage des DPF en tant que système de propulsion est minime la littérature généraliste sur les DPF est abondante et on assiste sur les 20 dernières années à une tendance vers l'étude de systèmes compacts à faible énergie.

On pourra notamment citer les travaux de Leopoldo Soto et de ses équipes, pionniers de la miniaturisation des DPF. [9],[10]

Dans le même temps les modèles évoluent. Si aujourd'hui la modélisation macroscopique des DPF est bien connue (modèle Snowplow [11],[12]), de même qu'un certain nombre de paramètres empiriques permettant de dimensionner un DPF avec des connaissances succinctes [13][14], on assiste au travers des travaux de Michele Frigani [12] à l'apparition des premiers modèles de simulation numérique à l'échelle microscopique notamment via le modèle PIC-MCC.

A l'heure où les moyens de calcul informatique sont de plus en plus accessibles, cette approche de la modélisation des DPF par la simulation offre des perspectives intéressantes. A titre d'exemple l'Electrolab, simple association, dispose d'une infrastructure de calcul avec près de 500 core et plus

de 2To de ram, et cette approche de l'optimisation par la simulation numérique est certainement une voie que nous souhaitons étudier dans le futur.

On notera aussi que, même sans les travaux de simulation préliminaire, de par leur fabrication simple et peu coûteuse, une approche expérimentale itérative de l'optimisation des DPF de faible énergie pour un usage spécifique est concevable. Ceci est d'autant plus intéressant dans un contexte DIY.

## Moyens de fabrication et d'essais

Nous l'avons dit plusieurs fois dans ce document : les DPF sont aisés à fabriquer, et cette facilité de duplication/fabrication est une part significative de l'intérêt qu'ils représentent pour la communauté du spatial libre. Ce chapitre fait un tour d'horizon des moyens et outillages nécessaires à la réalisation de tels dispositifs.

### Moyens de fabrication

Sur un DPF basique les pièces à fabriquer ne requièrent qu'une perceuse et un tour (manuel ou numérique) capable d'usiner des pièces de quelques centimètres tout au plus. Ce sont là des moyens que de nombreux particuliers et associations ou autres structures ont à leur disposition.

Partant de ce besoin de base, suivant les objectifs fixés par les équipes du projet, on peut cependant bien entendu élever ce besoin de manière infinie : rectification pour obtenir des précisions extrêmes et des états de surface très fins, moyens d'usinage numérique pour des pièces aux formes complexes, dépôt en couche mince pour diverses sous-parties (par exemple pour constituer un revêtement prévenant l'érosion des électrodes), fonderie, dinanderie...

L'éventail est vaste, et chaque groupe de travail pourra soit se satisfaire des moyens dont il dispose dans son environnement classique de travail, soit représenter une opportunité pour travailler en collaboration avec des lieux (hackerspaces, fablab...) disposant "du bon moyen au bon moment".

### Moyens de test et de mise en œuvre nécessaire (exemple : [15])

Si nous faisons une liste de ce qui est indispensable nous avons :

- Une enceinte capable d'atteindre un vide de  $10^{-3} \text{ mbar}$ . La réalisation d'une telle enceinte est à la portée du plus grand nombre. Une pompe primaire est suffisante et les phénomènes de désorption n'étant pas prépondérants, le choix des matériaux et des méthodes de fabrication et d'assemblage n'est pas aussi critique que pour des vides plus poussés rendant cet aspect abordable.
- Alimentation haute tension.
- Sonde de tension pour haute tension.
- Sondes de courant. L'usage de bobines de Rogowski, qu'elles soient commerciales ou DIY est à recommander
- Mesure de poussée. Devant la faible poussée qui sera générée et la brièveté des jets la conception d'une microbalance ultrarapide est à prévoir.

Ce sont là des moyens qui sont abordables à l'échelle d'une petite structure.

## Mesures optionnelles

- Champ magnétique dans le plasma : sonde Bd-dot
- Rayonnement X : couple de diodes PIN et de filtres
- Température électronique du plasma : Sonde de Langmuir
- Courant ionique : Faraday cup [6]

On rentre là dans le cas de moyens d'essais beaucoup plus difficiles d'accès, ou tout simplement devant être développés de manière spécifique à un objectif de test.

En particulier, c'est, là encore, l'opportunité pour le développement de multiples "side projects" à part entière qui pourront être pris en main par différents acteurs coordonnés via la plateforme de FOSM.

# Approche expérimentale

## Architecture et dimensionnement

Le fonctionnement optimal d'un DPF est grandement influencé par les caractéristiques de ses composants, et particulier par les paramètres de décharge que ces composants peuvent permettre.

### Banque de condensateurs

Le dispositif devant rester abordable, et la réserve d'énergie (une banque de condensateurs) étant un élément prépondérant dans le coût des composants du système, nous avons choisi ce sujet comme axe de dimensionnement.

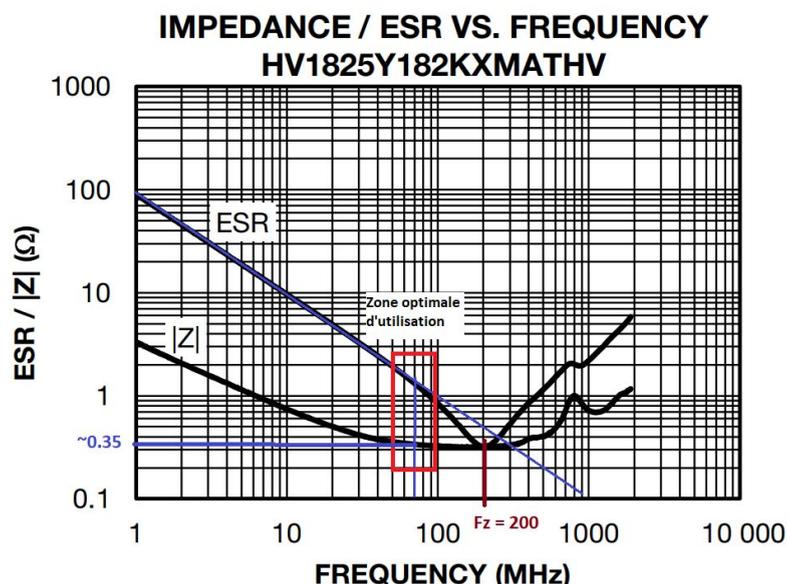
En premier lieu, c'est la tension de service des condensateurs qui va définir leur prix, leur encombrement, leur masse, et la quantité d'énergie qui sera stockable.

Comme toujours en conception technologique, tout est question de compromis, mais la disponibilité de ces composants est telle que le choix est ici assez direct : nous avons recherché la tension de fonctionnement la plus basse possible.

Après étude de la littérature consacrée il apparaît qu'il est tout à fait envisageable de diminuer la tension de service sous la barre des 4kV [16].

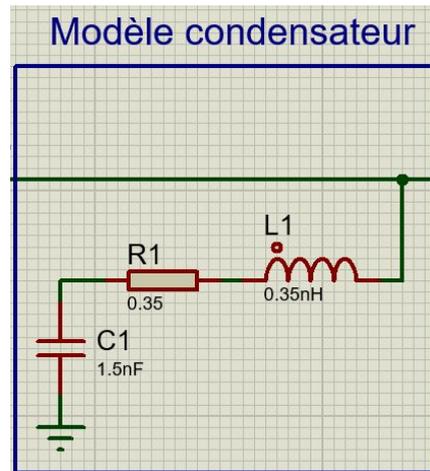
Une telle tension de fonctionnement permet d'utiliser des condensateurs standards spécifiés pour 5kV et notamment des condensateurs ceramique CMS disponibles sur catalogue.

Notre choix s'est arrêté sur 140 condensateurs de type HV1825Y152KXMATHV (1500pF) pour une capacité totale de 210nF soit 1.68J à 4kV pour une masse d'environ 62g.



Ce DPF étant appelé à fonctionner sous vide il ne sera pas nécessaire d'ajouter un vernis isolant sur les condensateurs. Il faut cependant noter que ce modèle ne sera pas à même de fonctionner dans un autre milieu que le vide.

Ne disposant pas de données précises concernant le modèle équivalent précis des composantes parasites du condensateur, une étude a été nécessaire afin de les extrapoler des mesures fournies par le constructeur.



En particulier, les paramètres directement connus sont la capacité et la résistance série équivalente (ESR). L'inductance parasite série, est en revanche calculée grâce à la fréquence de résonance du condensateur.

En effet, cette fréquence de résonance est la fréquence pour laquelle l'impédance de l'inductance arrive à compenser totalement l'impédance du condensateur.

$$\text{On a donc : } L * 2 * \pi * f_c = \frac{1}{C * 2 * \pi * f_c}$$

$$\text{Ici } f_c = 200 \text{ MHz}, C = 1.8 \text{ nF}$$

$$\text{D'où l'on conclut que } L = 0.35 \text{ nH}$$

Nota : ce calcul est réalisé sur la base des données du constructeur qui sont celles de la version 1.8nF, mais selon notre expérience, ce paramètre de fabrication devrait rester constant.

La résistance parasite parallèle est ici négligée car n'ayant aucun impact sur le processus.

La mise en parallèle de 140 de ces condensateurs nous donne une inductance parasite totale de 2.5pH et une résistance série parasite (ESR) totale de 2.5mOhms pour un temps caractéristique, tenant compte de l'inductance parasite des condensateurs, de 6ns.

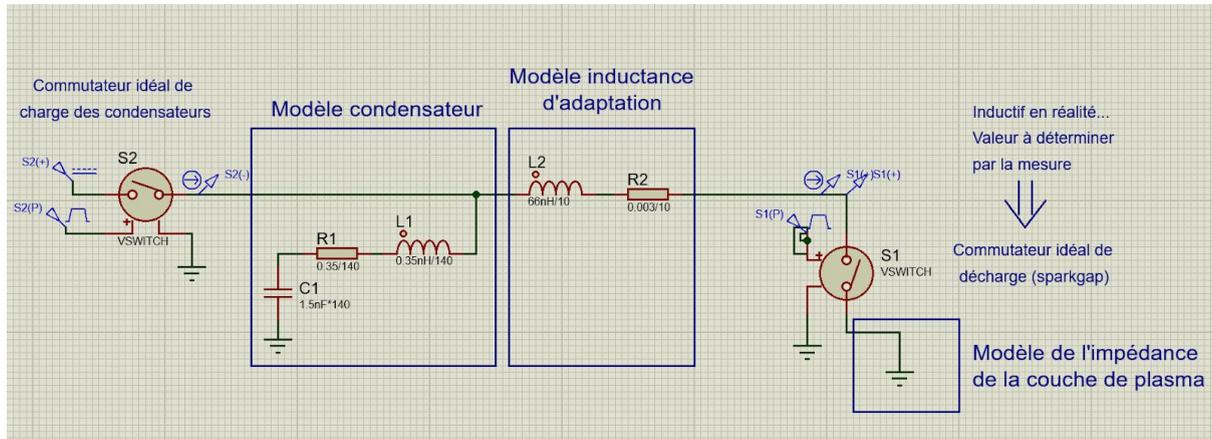
Cette inductance parasite théorique n'est à considérer que comme un ordre de grandeur, car elle néglige tous les paramètres d'assemblage physique tels que les brasures ou la plaque d'interconnexion.

Il est à noter que le temps caractéristique obtenu avec ces composants est bien trop bref pour exploiter correctement un DPF qui exige que la nappe de plasma ait eu le temps de se déplacer le long de la cavité (vitesse de déplacement constante) avant d'être au maximum de courant (et donc permettre le pinch).

Un travail important est donc à fournir sur la conception et l'expérimentation du bloc de stockage d'énergie et de sa connexion avec le DPF.

En pratique, cette adaptation va constituer en l'ajout d'une inductance série permettant de ralentir le courant.

Afin d'obtenir des performances décentes du DPF, nous nous sommes fixés comme objectif d'arriver à un temps caractéristique de 120ns.



Pour ce faire, nous avons choisi de procéder à une simulation numérique. Le  $t/4=30\text{ns}$  est atteint pour une inductance de  $6.6\text{nH}$ .



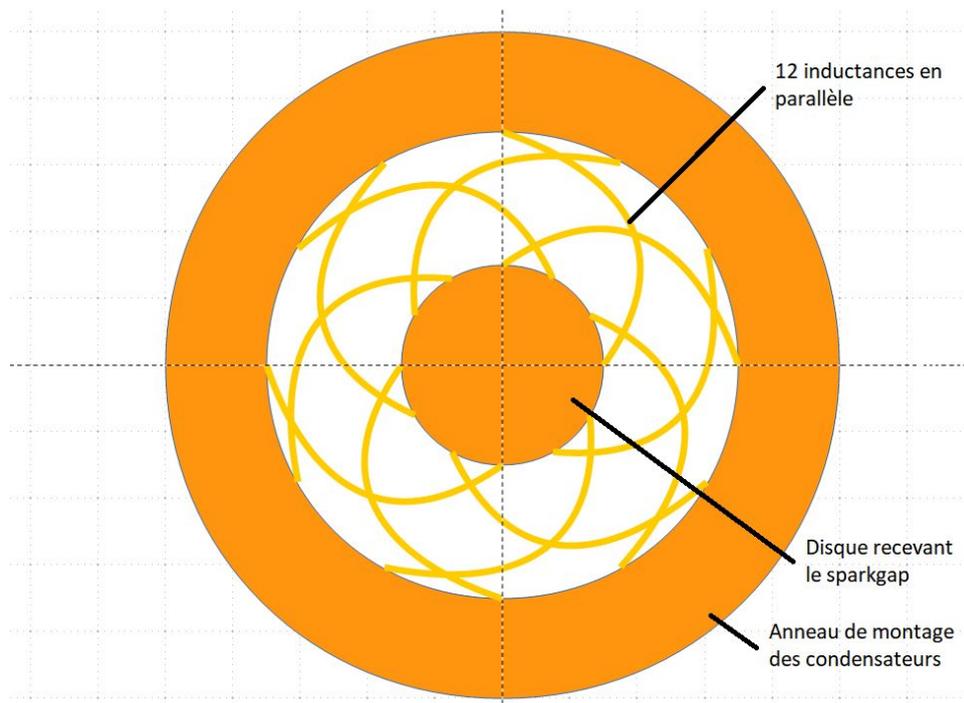
En considérant que le sparkgap (dispositif de déclenchement haute tension nécessaire à l'alimentation du système dans de bonnes conditions) dispose d'une inductance série de l'ordre de  $2\text{nH}$  (chiffre évoqué dans la littérature mais nécessitant une évaluation expérimentale), l'inductance résiduelle à implanter est de  $L = 6.6\text{nH} - 2\text{nH} = 4.6\text{nH}$ .

Afin de garantir le passage du courant, nous avons choisi de réaliser cette inductance par la mise en parallèle de 12 inductances élémentaires. La valeur de ces 12 inductances élémentaires doit être de :  $L = 4.6 * 12 = 55.2\text{nH}$

Le courant délivré à la cavité étant important (quelques dizaines de kA), une section significative pour ces inductances nous a semblé nécessaire, et nous avons souhaité de pas descendre en deçà de 0.8mm de diamètre pour les conducteurs.

Un conducteur de 0.8mm de diamètre doit avoir une longueur de l'ordre de 50mm pour présenter une inductance de  $55nH$ .

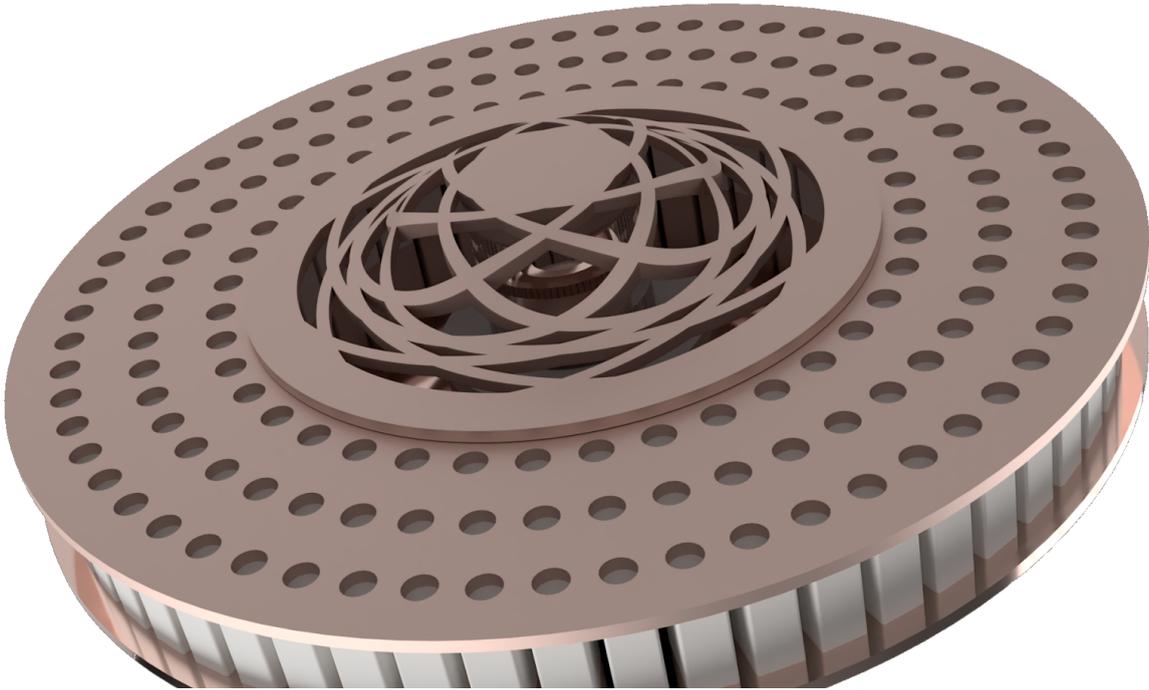
Une topologie idéale serait de fabriquer ces inductances avec du fil de Litz afin d'améliorer l'impact de l'effet de peau lors des transitoires. Dans un souci de simplification de la conception et de diminution du nombre de pièces brasées, nous avons choisi ici de garder cette possibilité pour une future version et d'usiner directement ces inductances dans la plaque de jonction reliant les condensateurs au sparkgap.



Les 12 "fils" sont assemblés en deux couches de 6 fils orientés dans des directions opposées. L'objectif est ici double :

- limiter le spin involontaire du satellite qui pourrait être causé par les champs magnétiques apparaissant lors du déclenchement,
- permettre une topologie à symétrie paire qui autorise aux fils de rentrer en contacts aux noeuds, les courants et champs étant uniformes.

De cette manière, il est possible d'usiner l'inductance dans une plaque de cuivre unique, ici choisie de 0.8mm d'épaisseur, et avec des conducteurs de 0.8mm de large.



Les trous visibles en trois anneaux concentriques sont destinés à la brasure des 140 condensateurs arrangés en trois nappes.

Il existe un ensemble de relations entre les spécifications des différents éléments constitutifs d'un DPF à basse énergie régissant un mode de fonctionnement optimal. Ces grands choix techniques initiaux vont permettre d'établir les autres paramètres de conception.

## Dimensionnement du barreau isolant anode-cathode

Le dimensionnement de la longueur du barreau isolant entre l'anode et la cathode est principalement conditionné par la tension de fonctionnement souhaitée pour le DPF.

Le premier paramètre est évident, Il doit être suffisamment long pour éviter tout amorçage intempestif. Le second est un paramètre empirique qui lie la longueur du barreau isolant ( $L_{ins}$ ) au rayon de l'anode ( $a$ ) et au rayon de la cathode ( $b$ ) tel qu'on ait  $0.556 \leq \frac{L_{ins}}{b-a} \leq 2.4$  [14].

La tension de fonctionnement ici choisie est de 4kV, l'encombrement et la masse étant pour nous des problématiques importantes on choisira la plus petite valeur de  $L_{ins}$  raisonnable. Ici  $L_{ins} = 4.5mm$ .

Si le design classique du DPF dans la configuration de Mather est de recouvrir l'anode par un barreau isolant coaxial d'un diamètre supérieur. Il a cependant été montré qu'intégrer le barreau isolant à

l'anode afin que les deux partagent un diamètre égal était un élément central à l'obtention d'une tension de fonctionnement plus basse. [16]

## Dimensionnement de l'anode

Le premier est le facteur dimensionnant l'anode est le facteur de densité énergétique, donné par la relation  $\frac{28E}{a^3} \approx 1 - 10 \times 10^{10} J$ . Avec  $E$  l'énergie stockée dans les condensateurs et  $a$  le rayon de l'anode [14]. Dans notre cas on aura  $a = 1.67mm$ .

Le second paramètre caractérisant l'anode est sa longueur libre  $z_a$ .

La valeur de  $z_a$  est liée aux autres paramètres caractéristiques d'un DPF par la relation suivante :

$$\frac{T}{4} = T_{br} + \frac{z_a}{v_a} + \frac{a}{v_r}$$

Avec  $\frac{T}{4}$  le quart du temps caractéristique,  $T_{br}$  le temps de la phase de claquage (généralement comprise en 10 et 40% de  $\frac{T}{4}$ ),  $v_a \approx 0.6 \times 10^6 ms^{-1}$  la vitesse axiale de la couche de plasma et  $v_r \approx 2.5 \times 10^5 ms^{-1}$  la vitesse radiale de la couche de plasma. Notons que ces valeurs  $v_a$  et  $v_r$  sont relativement constantes entre DPF d'énergie comparable [9],[14].

On retrouve dans cette relation les 3 phases caractéristiques du mode opératoire d'un DPF. La phase de claquage, de durée  $T_{br}$ , suivie de la phase axiale, de durée  $z_a/v_a$ , et enfin la phase de compression radiale de durée  $a/v_r$ .

Dans un contexte de production de faisceau d'ion ou de production de neutron, l'optimisation recherchée est celle de la coïncidence du maximum de la phase de compression radiale avec le maximum de courant à  $t = T/4$ . Dans notre cas le facteur amenant à l'obtention de l'optimum de la production de poussée peut différer mais ces valeurs donnent un point de départ.

Pour des durées de phase de claquage comprise entre 40% et 10% de  $\frac{T}{4}$  nous avons notre valeur libre d'anode telle que  $1.13 \leq z_a \leq 2.02mm$ . L'optimisation exacte de la longueur libre de l'anode devra se faire expérimentalement.

Arbitrairement, pour le reste de ce document nous choisirons une valeur de  $T_{br} = 0.3 \frac{T}{4}$  soit  $z_a = 1.43mm$ .

## Dimensionnement de la cathode

Le premier paramètre dimensionnant le rayon de la cathode est la longueur du barreau isolant central entre l'anode et la cathode précédemment déterminée. L'amorçage devant se faire de manière homogène autour du barreau isolant central et non en un point aléatoire il faut respecter la relation  $L_{ins} > b - a$ , avec  $b$  le rayon interne de la cathode et  $a$  le rayon de l'anode.

Le second est le paramètre vu plus tôt  $0.556 \leq \frac{L_{ins}}{b-a} \leq 2.4$  [14].

Enfin on souhaitera minimiser la taille de la cathode pour minimiser la masse embarquée ainsi que le volume de gaz utilisé à chaque tir. On choisira  $b = 7.0mm$ .

	$E$ J	$V$ kV	$a$ mm	$b$ mm	$z_a$ mm	$Lins$ mm	$\frac{T}{4}$ ns	$\frac{Lins}{b-a}$	$\frac{b}{a}$
Electrolab	1,68	4	1,67	7	1,43	4,5	30	0,85	4,18
L. Soto [10]	0,1	5-10	0,22 -0,8	-	0,4	10	16	-	-
L. Soto [9]	50	25-30	3	11	4,8	19,2	150	2,40	3,67
R. Shukla [16]	75	4,2	5	12,5	10	6	175	0,80	2,50

## Forme de l'anode et forme de la cathode

Dans la section précédente nous avons discuté de l'impact de la forme de l'anode sur la production d'un faisceau d'ion fin. [7] Il est raisonnable de penser que ce genre de relation entre la géométrie de l'anode et l'optimisation des caractéristiques du propulseur (poussée et impulsion spécifique) existe aussi dans notre cas. Ces relations demandent à être déterminées expérimentalement.

Il en va de même pour la forme de la cathode, classiquement elle prend la forme d'un cylindre, mais on pourrait se questionner sur l'impact d'une cathode conique.

Le champ des expérimentations possibles sur ces paramètres est vaste.

## Choix du gaz, Diffuseur de gaz, Pression de fonctionnement

Contrairement aux DPF traditionnels qui opèrent dans un environnement de gaz à faible pression (de l'ordre de quelques millibars) nous souhaitons ici opérer dans le vide.

Il nous faut donc prévoir un système d'injection de gaz directement dans la cavité du DPF.

Pour toute la phase d'étude et de prototypage, le gaz choisi sera l'argon, gaz monoatomique peu coûteux simple à approvisionner et facilement ionisable. L'hélium sera laissé de côté pour sa trop faible masse atomique, le xénon et krypton également pour des raisons de coût mais leur usage pourra être envisagé si le projet entre dans une phase opérationnelle.

Un autre paramètre empirique permet d'approximer la valeur de la pression de gaz optimale. Communément appelé paramètre de pilotage ("Drive Parameter"  $Dp$ ) il relie l'intensité maximale de la décharge ( $I_{max}$ ) au rayon de l'anode ( $a$ ) et à la pression de gaz ( $p$ ) via la relation  $Dp = \frac{I_{max}}{a\sqrt{p}}$ .

Il a été constaté expérimentalement que la valeur optimale de ce paramètre de pilotage pour les DPF de faible énergie est située aux alentours de  $Dp \approx 77 \text{ kA} / \text{cm.mbar}^{1/2}$  ce qui, dans notre cas, correspondrait à une pression optimale théorique de  $p = 37 \text{ mbar}$ . [14],[9]

Comme c'est le cas d'autres valeurs d'optimum théorique de paramètres vues précédemment, cette valeur est à prendre avec précaution car elle représente un optimum constaté pour la production de neutrons en environnement de Deutérium. Une campagne de tests dédiée est donc à prévoir pour juger de la pertinence de cette valeur dans un cadre de propulsion spatiale.

## Etudes complémentaires et problématiques futures :

Nous allons ici parler de différentes problématiques que nous ne traitons pas dans ce document mais qui nécessiteront une attention future.

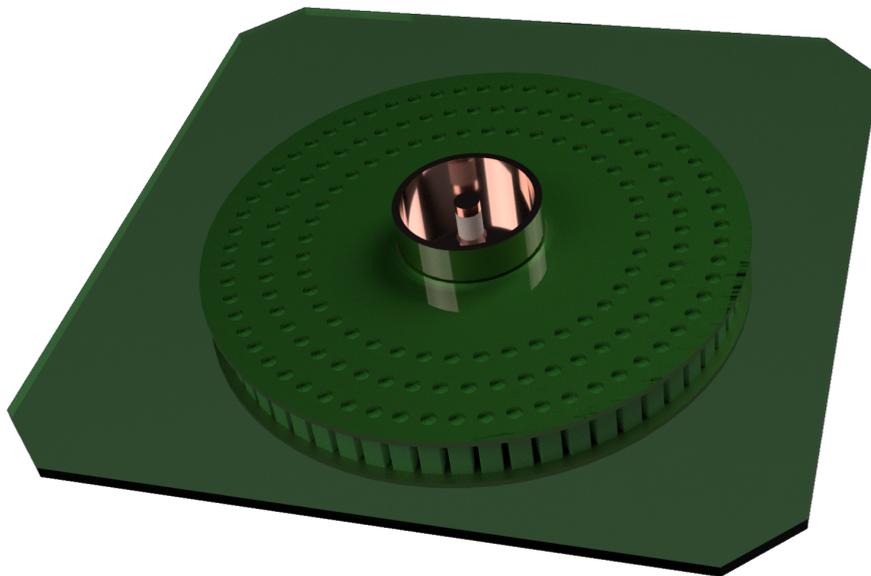
On citera notamment :

- Problématiques thermiques en fonctionnement prolongé. La poussée de ce type de propulseur étant faible le facteur de marche doit être suffisamment élevée pour permettre une utilisation pendant une période de temps suffisante à l'obtention d'un  $\Delta v$  significatif.
- Système de diffusion non continue du gaz de process. La mise au point d'un système robuste et embarquable capable de générer de brefs jets d'une quantité précise de gaz représente un des défis majeurs du projet. Si ce système n'est pas nécessaire dans les premières phases de recherche et développement, des efforts conséquents seront à mettre en œuvre pour le développement de ce sous-système.
- Alimentation haute tension embarquée. Bien que ne présentant pas de difficulté majeure le développement d'une alimentation de ce type reste un projet en tant que tel.
- Effet de la queue de plasma sur l'environnement du microsatellite.

## Conception mécanique

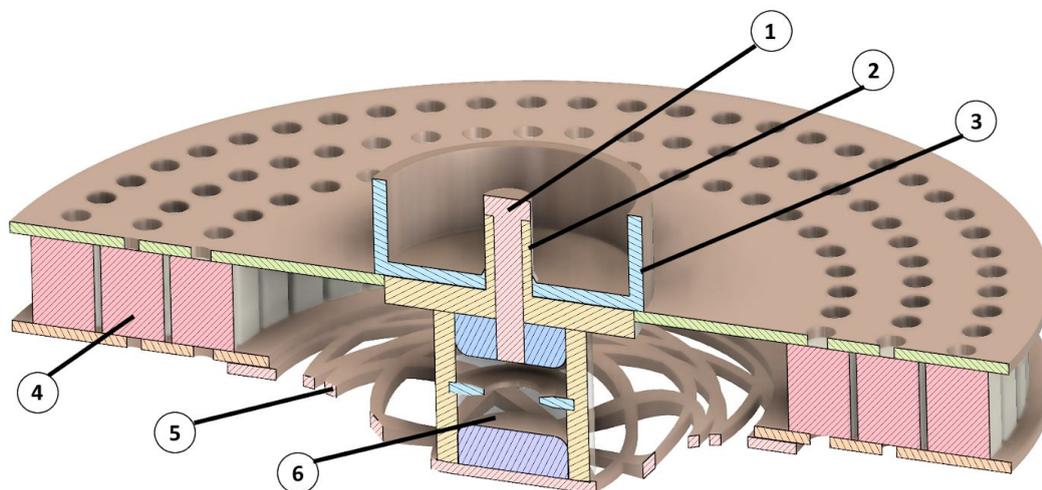
De part le contexte, environnement spatial, embarqué à bord d'un microsatellite, un certain nombre de contraintes spécifiques sont à prendre en compte :

- Masse et encombrement : L'ensemble DPF et son accastillage doivent **s'intégrer dans un module de 10 cm de côté pour une masse de 250g maximum** (électronique de pilotage et réserve de gaz comprises).



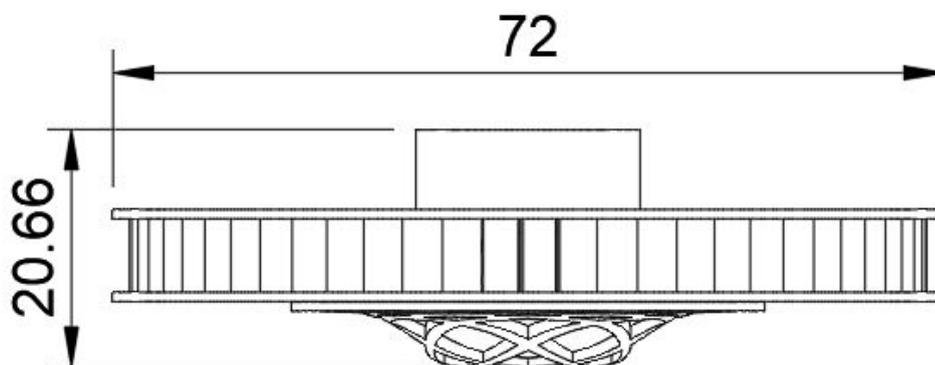
Vue du propulseur assemblé sur un panneau de 10cm de côté, représentatif de l'intégration sur un microsatellite de type cubesat.

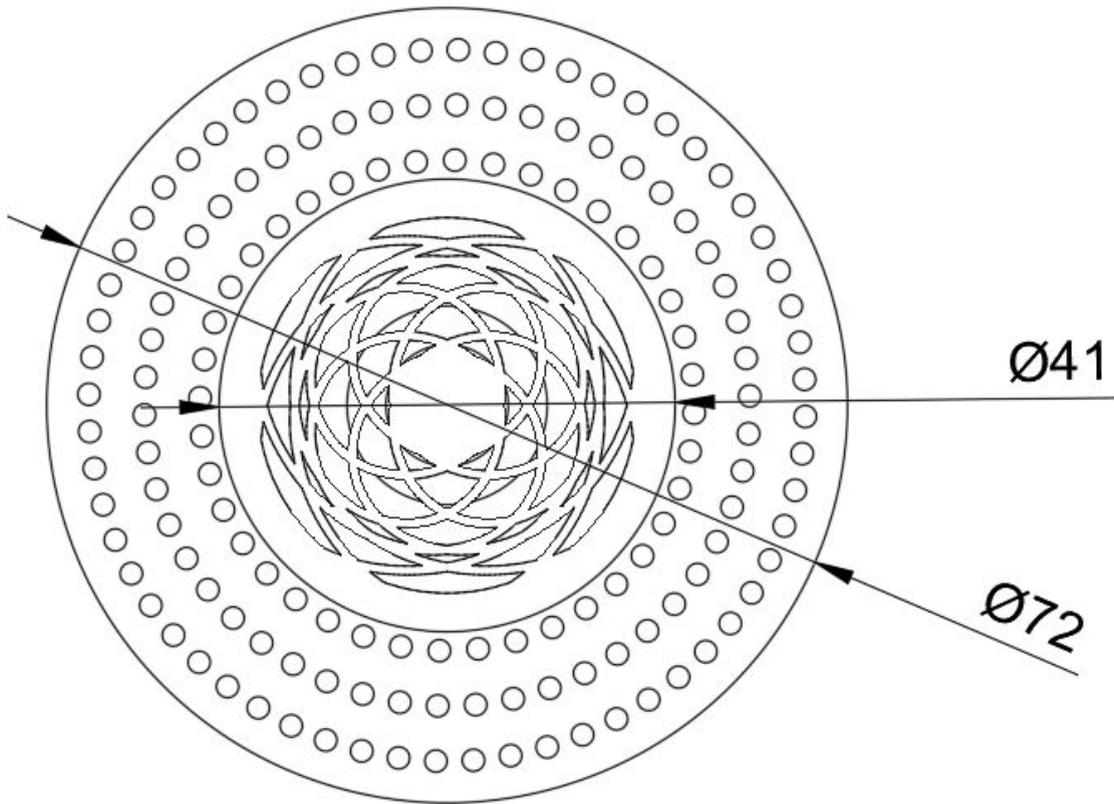
- Fonctionnement sous vide : Un DPF opérant dans l'espace, contrairement à leurs homologues classiques qui opèrent dans une chambre à une pression de quelques mbar, **doit opérer dans le vide**. Un système d'**injection de gaz rapide** est donc nécessaire pour amener le volume entre anode et cathode à une pression suffisamment élevée pendant la durée de fonctionnement du DPF. On cherchera donc à **minimiser ce volume** ainsi que le diamètre de la cathode pour **minimiser le débit de fuite**. Conjointement il conviendra d'effectuer une **synchronisation stricte entre la décharge de gaz dans la chambre du DPF et le déclenchement de la décharge électrique**.
- Contraintes liées au lancement : Le DPF et son accastillage se devront de répondre aux contraintes en vigueur en termes de **résistance aux chocs et vibrations** ainsi qu'aux autres tests requis par le lanceur.



Vue en coupe

1 : Anode / 2 : Isolant / 3 : Cathode / 4 : Condensateurs / 5 : Inductance d'adaptation / 6 : Sparkgap





## Prochaines étapes

Cette étude a permis de poser les bases de la conception d'un prototype qui se doit d'être une plateforme d'expérimentation concrète.

Les prochaines étapes sont :

- conception de la rampe d'injection du gaz : la matière éjectée à l'état de plasma par le DPF doit être préalablement introduite de manière homogène dans l'espace anode-cathode. Ceci sera effectué au moyen de trous sur le périmètre de la cathode, et ne présente pas de difficulté particulière. L'accès, arrivant de l'arrière du DPF peut, lui, en revanche, se révéler plus complexe. En pratique, notre conception avec inductance permet potentiellement d'amener le gaz par l'un des trous laissés entre les conducteurs. La problématique est donc ici plus sur le plan de l'intégration mécanique, et une version préliminaire dédiée à l'expérimentation pourrait tout à fait se satisfaire d'une arrivée de gaz "par l'avant" et non "à travers"...
- réalisation du prototype de manière la plus modulaire et démontable possible
- conception ou approvisionnement d'un moyen de mesure des impulsions de poussée (microbalance) ayant des temps de réaction assez rapides (de l'ordre de la nanoseconde) et une dynamique de mesure importante. En pratique, il est ici probablement question d'un matériau piézoélectrique relativement courant tel que celui utilisé dans les composants SAW. Le conditionnement des signaux ne présente pas de difficulté particulière.

Une fois ces étapes franchies, une phase expérimentale pourra alors être réalisée avec pour objectif :

- l'optimisation de l'inductance d'adaptation en fonction de l'inductance réelle du sparkgap et de la cavité elle-même (donc vraisemblablement une diminution de cette inductance, puisque nous avons volontairement sous-estimé la valeur équivalente intrinsèque dudit sparkgap)
- l'optimisation de la forme de la cathode, ou de la forme du couple anode-cathode de manière à optimiser la poussée résultant de la compression magnétique et minimiser la déperdition de gaz avant ionisation.

Les blocs fonctionnels "cavité" et "inductance" ont volontairement été conçus de manière modulaire afin de faciliter ces étapes et d'en limiter les coûts en conservant la banque de condensateurs entre les itérations.

L'objectif est de réaliser ces phases au cours du premier trimestre de 2019.

# Glossaire

$a$  : [DPF] Rayon d'anode  
 $b$  : [DPF] Rayon de la cathode  
 CEM : Compatibilité Electromagnétique  
 COTS : Commercial On The Shelf / Composant commercial  
 DIY : Do it Yourself  
 $Dp$  : [DPF] Drive parameter, paramètre de pilotage  
 DPF : Dense Plasma Focus  
 $E$  : [DPF] Energie stockée dans les condensateurs  
 ESR : Equivalent Series Resistance  
 EUv : Extreme UV  
 FOSM : Fédération Open Space Makers  
 $I_{max}$  : [DPF] Maximum de courant atteint pendant le cycle de décharge.  
 ISP : Impulsion spécifique  
 LEO : Low Earth Orbit / Orbite basse  
 $Lins$  : [DPF] Longueur du barreau isolant entre l'anode et la cathode  
 $p$  : [DPF] Pression de fonctionnement  
 Paramètre de pilotage : Drive parameter  
 PIC-MCC : Particle in Cell + Monte Carlo Collision  
 SAW : Surface Acoustic Wave  
 SEE : Single-event Effect / Effet singulier  
 TID : Total Ionizing dose / Effet de dose  
 $v_a$  : [DPF] Vitesse de déplacement axiale de la couche de plasma  
 $v_r$  : [DPF] Vitesse de déplacement radiale de la couche de plasma  
 $z_a$  : [DPF] Longueur d'anode libre

## Bibliographie

- [1] : M. Poizat, “*Total ionizing dose. Radiation environment and its effects in EEE components and hardness assurance for space applications*” 2017
- [2] : Nasa, “*Space radiation effect on electronic component in low-earth orbit*” 1996
- [3] : Nasa, J. W. Howard, D. M. Hardage, “*Spacecraft environment interactions : Space radiation and its effects on electronic systems*”
- [4] : ESA, “*Total dose steady-state irradiation test method*”, 2016
- [5] : ESA, “*Single event effects test method and guidelines*”, 2014
- [6] : Rawat R S, Zhang T, Phua C B L, Then J X Y, Chandra K A, Lin X, Patran A and Lee P 2004, “*Analysis of nitrogen ion beam produced in Faraday Cup*” Plasma Sources Sci. Technol. 13 569
- [7] : M. Hadibi “*Angular distribution of ion beam emitted from a 3.5 kJ plasma focus device using different shapes of anodes*”, Physics Letters A 380 (2016) 439–443
- [8] : R. Thomas, Y. Yang, G. H. Miley, F. B. Mead, “*Advancements in Dense Plasma Focus (DPF) for Space Propulsion*”, 2005
- [9] : L. Soto, C. Pavez, A. Tarife, J. Moreno, F. Veloso, “*Studies on scalability and scaling laws for the plasma focus: similarities and differences in devices from 1MJ to 0.1 J*”, 2010
- [10] : L. Soto, C. Pavez, J. Moreno, M. Barbaglia, A. Clausse, “*Nanofocus: an ultra-miniature dense pinch plasma focus device with submillimetric anode operating at 0.1 J*”, 2008
- [11] : M. Zambra, D. Kalise, J. Fernandez, E. Hernandez, D. Pasten, V. Munoz, “*Current sheet thickness in the plasma focus snowplow model*”, 2009
- [12] : M. Frignani , “*Simulation of Gas Breakdown and Plasma Dynamics in Plasma Focus Devices*”, 2007
- [13] : L. Soto : “*How to build small plasma focus. Recipes and tricks*” 2012
- [14] : H. Jafari, M. Habibi\*, G. R. Eta'ati, “*Design and construction of a very low energy plasma focus, operating at repetitive discharge mode and pinching evidences*”, 2017
- [15] : M. M. Milanese, R. L. Moroso, “*The First Stages of the Discharge in a Low-Energy Dense Plasma Focus*”, 2005
- [16] : R. Shukla, S. K. Sharma, P. Banerjee, R. Das, P. Deb, T. Prabahar, B. K. Das, B. Adhikary, A. Shyam, “*Low voltage operation of plasma focus*”, 2010