

Soutenance de thèse

Lucas NICOLLE soutiendra sa thèse de doctorat, préparée au sein de l'équipe d'accueil doctoral ISAE-ONERA OLIMPES et intitulée «*Modélisation multi-échelle du couplage électrostatique entre un propulseur plasma et les sous-systèmes d'un satellite tout électrique*»

Le 10 février 2023 à 14h00, Auditorium à l'ONERA-centre de Toulouse

devant le jury composé de

M. Laurent GARRIGUES	Directeur de recherche LAPLACE	Directeur de thèse
M. Pierre SARRAILH	Ingénieur de recherche ONERA	Co-directeur de thèse
M. Richard FOURNIER	Professeur Université Toulouse 3/ LAPLACE	
Mme Sedina TSIKATA	Chargée de recherche CNRS ICARE	Rapporteuse
M. François LEBLANC	Directeur de recherche LATMOS	Rapporteur
M. Fabrice CIPRIANI	Docteur ESA/ESTEC	

Résumé : Ces dix dernières années ont été marquées par l'arrivée massive de satellites commerciaux tout-électriques dans l'industrie spatiale. La spécificité de ces plateformes est de permettre une mise à poste du satellite au moyen d'un ou plusieurs propulseurs plasma (le plus souvent des propulseurs de Hall), en effectuant une manœuvre appelée EOR (Electrical Orbit Rising). Cette technologie a l'énorme avantage de diviser par deux environ la masse d'un satellite à iso-fonctionnalité et donc de réduire les coûts de lancement, ou alternativement, d'augmenter les capacités opérationnelles des satellites tout en conservant une masse inférieure aux capacités d'emport des lanceurs commerciaux. L'inconvénient de ce système propulsif est cependant de générer un plasma secondaire autour du satellite. En interagissant avec les surfaces externes du satellite et les systèmes électriques tels que les panneaux solaires, ce plasma est susceptible de créer de nombreux effets indésirables et de limiter les performances du système propulsif. L'objectif de cette thèse est de modéliser à l'échelle du système complet les interactions entre les propulseurs plasmas et les différents systèmes du satellite.

Ainsi, il est primordial de pouvoir modéliser correctement : les mécanismes de création des particules chargées dans le propulseur, le transport de celles-ci, ainsi que les interactions avec les différents matériaux du satellite. Cela permet ainsi de pouvoir prévenir les problèmes liés aux effets indésirables et envisager des propulseurs de puissance supérieure ou bien d'autres architectures comme les clusters de propulseurs.

Pour ce faire, l'ONERA développe depuis 2005 le cœur numérique du logiciel SPIS (initié dans le cadre du réseau européen SPINE), qui est aujourd'hui utilisé par la communauté scientifique et les acteurs industriels majeurs dans le domaine pour évaluer la propreté électrostatique des satellites. Il permet de simuler en 3D l'interaction de jets plasmas issus de propulseurs avec les surfaces externes du satellite. Cependant, les modèles actuellement implémentés dans SPIS ne permettent pas de simuler correctement un certain nombre de couplages physiques pourtant essentiels à la quantification des effets liés à la propulsion plasma.

Durant cette thèse, la démarche choisie a été d'étudier dans un premier temps la validité des modèles de propulseur et de transport des particules en comparant les simulations avec des mesures expérimentales. Ces mesures peuvent être effectuées en caisson sous vide, au sol ou directement sur plateforme satellite. L'approche retenue pour ces travaux a été d'analyser les mesures du satellite russe Express-A caractérisant le panache d'ions du propulseur de Hall de type SPT-100. Cela a nécessité

le développement d'un nouveau modèle de sonde plus détaillé et permettant l'analyse quantitative des mesures de sonde RPA réalisées en orbite. De plus, un algorithme de backtracking optimisé par octree a été développé dans le logiciel SPIS afin de pouvoir réaliser numériquement la prédiction de la mesure expérimentale en prenant en compte la géométrie de la plateforme et les interactions plasma-satellite dans une configuration réaliste.

Cette approche innovante a permis d'obtenir un outil de validation des caractéristiques du plasma du propulseur, de caractériser les phénomènes physiques en jeu dans le panache de plasma tels que les effets électrostatiques. L'influence du modèle physique pour les électrons ou la prise en compte des collisions dans le panache a pu être étudiée et comparée aux mesures expérimentales, permettant de préciser le transport des particules du propulseur et par conséquent, l'interaction électrostatique plasma – satellite. De plus, cette démarche a permis d'augmenter les indices de confiance pour les simulations d'interactions propulseur-satellite pour les designs de demain : des propulseurs de plus haute puissance (20kW), des configurations direct-drive ou encore des clusters de propulseurs.

Mots clés : Propulseur plasma, Electrostatique, Satellite, Express-A, RPA, SPIS

Summary: The last ten years have seen the massive arrival of all-electric commercial satellites in the space industry. The specificity of these platforms is that they allow the satellite to be brought into position by means of one or more plasma thrusters (most often Hall thrusters), by performing a maneuver called EOR (Electrical Orbit Rising). This technology has the enormous advantage of dividing the mass of a satellite by about two, keeping the same features, and thus reducing launch costs, or alternatively, increasing the operational capabilities of the satellites while keeping their mass below that of commercial launchers.

However, the disadvantage of this propulsion system is that it generates a secondary plasma around the satellite. By interacting with the external surfaces of the satellite and the electrical systems such as the solar panels, this plasma is likely to create many undesirable effects and to limit the performance of the propulsion system. The objective of this thesis is to model at the scale of the complete system the interactions between the plasma thrusters and the various systems of the satellite.

Thus, it is essential to be able to model correctly: the mechanisms of creation of charged particles in the thruster, the transport of these particles, as well as the interactions with the various materials of the satellite. This makes it possible to prevent problems related to undesirable effects and to consider higher power thrusters or other architectures such as thruster clusters.

To do this, ONERA has been developing since 2005 the digital core of the SPIS software (initiated within the framework of the European SPINE network), which is now used by the scientific community and major industrial players in the field to assess the electrostatic cleanliness of satellites. It allows simulating in 3D the interaction of plasma beams from thrusters with the external surfaces of the satellite. However, the models currently implemented in SPIS do not allow to correctly simulate several physical couplings which are essential to the quantification of the effects related to plasma propulsion. During this thesis, the approach chosen was to study in a first step the validity of the thruster and particle transport models by comparing the simulations with experimental measurements. These measurements can be carried out in a vacuum chamber, on the ground or directly on a satellite platform. The approach chosen for this work was to analyze the measurements of the Russian satellite Express-A, characterizing the ion plume of an SPT-100 Hall thruster. This required the development of a new, more detailed probe model that allows quantitative analysis of RPA probe measurements made on orbit. In addition, an octree-optimized backtracking algorithm was developed in the SPIS software in order to numerically perform the prediction of the experimental measurement taking into account the platform geometry and the plasma-satellite interactions in a realistic configuration.

This innovative approach allowed to obtain a validation tool of the plasma characteristics of the thruster, to characterize the physical phenomena at stake in the plasma plume such as the electrostatic effects. The influence of the physical model for the electrons or the consideration of collisions in the plume could be studied and compared with the experimental measurements, allowing to specify the transport of the particles of the thruster and consequently, the plasma - satellite electrostatic

interaction. Moreover, this approach has allowed to increase the confidence indexes for the simulations of thruster-satellite interactions for future designs: higher power thrusters (20kW), direct-drive configurations or thruster clusters.

Keywords: Plasma thruster, Electrostatic, Spacecraft, Express-A, RPA, SPIS