

# La propulsion par plasma pour les nanosatellites



Marcel GUYOT, Stéphane DENISE, Michel TESSIER

*Groupe d'Etude de la Matière Condensée, GEMaC*

*Université de Versailles St-Quentin, 78035 Versailles, France*

Pierre CLAUDE, Coralie ELMALEH, Michel DUDECK

*Institut d'Alembert, UFR d'Ingénierie*

*Université Pierre et Marie Curie, 75252 Paris, France*

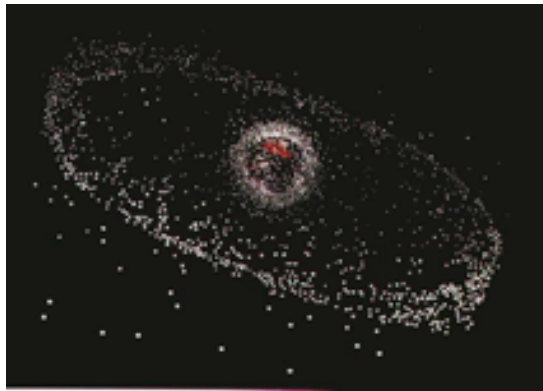


## **Présentation**

- Le besoin en systèmes de propulsion pour les nanosatellites
- Quelles performances requises pour effectuer une désorbitation d' un nanosatellite
- La propulsion électrique pour la désorbitation des nanosatellites
- le  $\mu$ -PPI Hall Effect Thruster du GEMaC – Université de Versailles St-Quentin (France) et CNRS

## **Conclusions et perspectives**

Le besoin en systèmes de propulsion  
pour les nanosatellites



Les débris autour de la Terre [1]

[1] [http://jcboulav.free.fr/astro/sommaire/debrispatiaux/page\\_debris.htm](http://jcboulav.free.fr/astro/sommaire/debrispatiaux/page_debris.htm)

## **NE PAS ACCROITRE LE NOMBRE DE DEBRIS DANS L'ESPACE**

Plus de 20 000 objets  $> 10$  cm sont suivis dans l'espace par radars et télescopes plus de 500 000 objets (1cm-10cm) se déplacent dans l'espace ainsi que des millions de poussières

Loi française LOS (3 juin 2008) – 25 ans

Les premiers sont suivis par les agences spatiales et un document TLE (Two Line Elements) est diffusé régulièrement (Space Tack-Org. – US Gov. informations and data) pour éviter les collisions (Irridium33 et Cosmos 2251 en 2009 !)

### **DESORBITATION**

- satellites LEO : transférés sur une orbite basse et destruction par frottement sur les couches atmosphériques denses
- satellites GEO : transférés sur une orbite plus haute 300-400km – utilisation du système de propulsion existant pour le maintien à poste

## **LES RENDEZ-VOUS DANS L'ESPACE**

Réaliser un rendez-vous entre deux nanosatellites (chasseur et cible) – étude en cours UPMC

## **ACCROITRE LA DUREE DE LA MISSION**

Par une remontée en altitude du nanosatellite

## **EFFECTUER UN VOL EN FORMATION**

## **LES MISSIONS LOINTAINES**

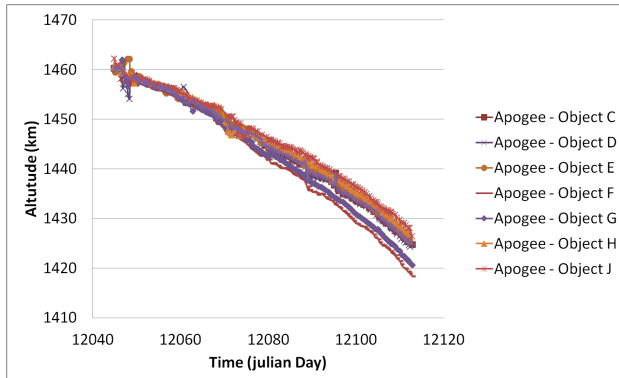
Ex : projet EPFL vers la Lune



# TRAJECTOIRES DES NANOSATELLITES (VEGA 2012)

Muriel BERNARD, *Sup' Sats Association, Université de Montpellier 2, 34095 Montpellier, France*

Pierre CLAUDE, *UPMC*



## Apogées des Cubesats

(Source: SpaceTrack)

7 CubeSats : Pologne, Italie, Hongrie, Espagne, Roumanie et France avec Robusta 1 (UM2)

- Données en trajectoires publiées (TLE) par SPACE TRACK Org.

- Apogées et périgées déduits des TLE7 nanosatellites

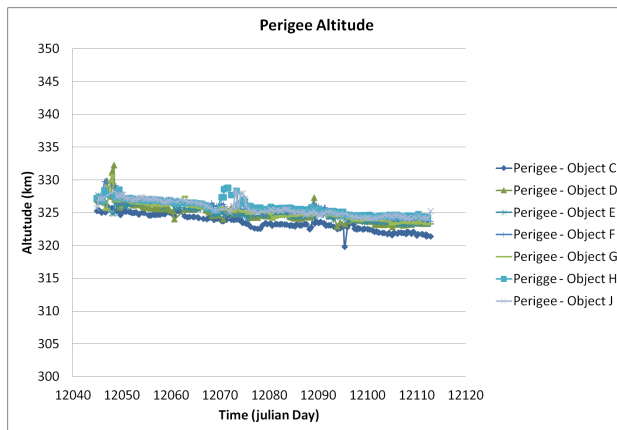
- Première orbite des 7 CubeSats après lancement par VEGA :

apogée : 1461km,

périgée : 328km

- Après 50 jours dans l'espace : une chute de 30 à 40km (frottement atmosphérique au périgée) avec une dispersion en altitude de 8km due aux (masses, formes, ordre de lancement par VEGA ...)

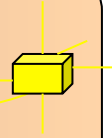
- ID identifications : 1200C to 1200J pour les 7 CubeSats non complet



## Périgées des Cubesats

(Source: SpaceTrack)

# EXEMPLE : ETUDE DE LA DESORBITATION OF ROBUSTA



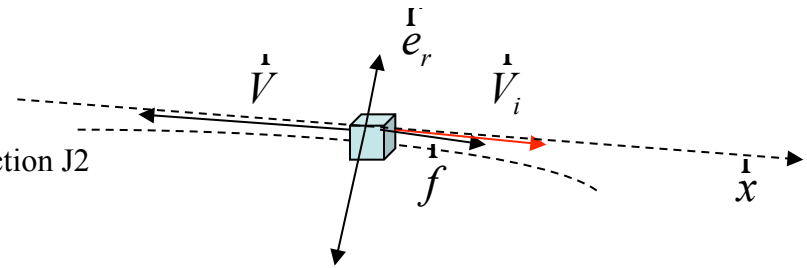
- ROBUSTA : Cubesat : 10cmx10cmx30cm, masse = 3 kg

$$\vec{a} = \vec{g} + \frac{1}{m} \vec{f}$$

$$\vec{g}(\text{effet gravitationnel}) = -\frac{\mu_T}{r^2} \vec{e}_r$$

$$\vec{f}(\text{frottement}) = -\frac{1}{2} \rho V^2 A C_d \frac{\vec{V}}{|\vec{V}|}$$

Sphérique ou introduction J2



- Frottement sur l'air ambiant  $C_d$  : coefficient de frottement  $A$  : section droite  $\rho$  : masse spécifique de l'air

- Modèle atmosphérique de D.A.VALLADO (28 couches exponentielles – modèle simple mais suffisant)

- Effet de la rotation de la Terre  $\vec{\Omega} \wedge \vec{r}$

# TRAJECTOIRES DES NANOSATELLITES – LANCEMENT PAR VEGA (12 février 2012)

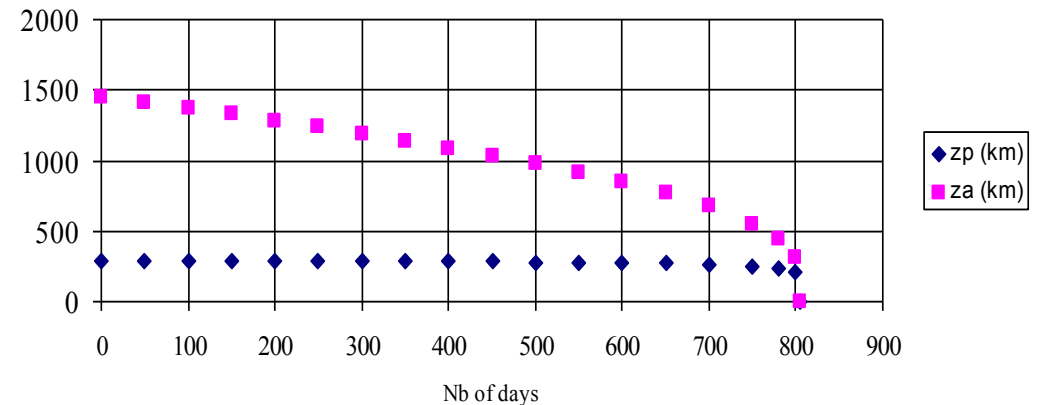
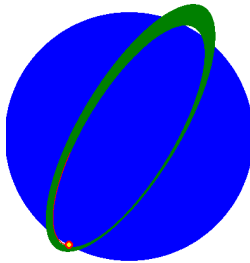
Pierre CLAUDE - UPMC

## Désorbitation de Robusta par frottement sur l'atmosphère ambiante - sans système propulsif

Deorbitation of Robusta (ambient atmosphere)

$t = 0$  :  $z_a = 1449,153$  km,  $z_p = 294,015$  km (TLE14/02/2012)

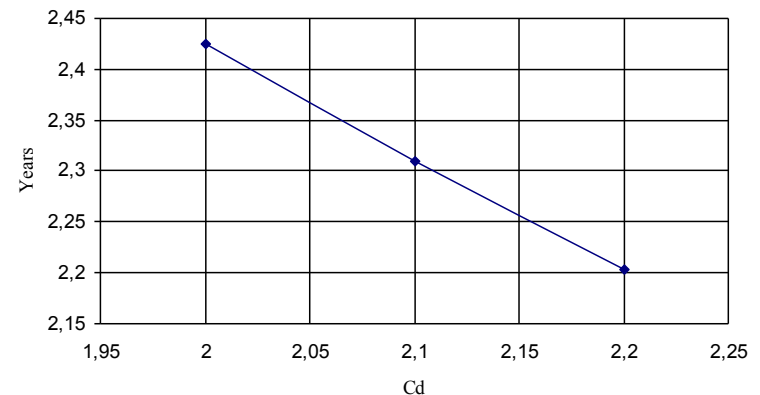
$A = 0.010\text{m}^2$  -  $C_d = 2.0$



Calculs pour différents paramètres :

- section droite :  $A = 0,010\text{m}^2$  -  $0,017\text{m}^2$
- coefficient de frottement:  $C_d = 2,0 - 2,2$   
(incertitude sur ces paramètres ...)

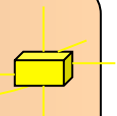
Décroissance quasi-linéaire de l'altitude de l'apogée  
(pendant 500 jours) puis chute rapide jusqu'à 800 jours



Quelles performances requises pour effectuer une désorbitation d' un nanosatellite ?

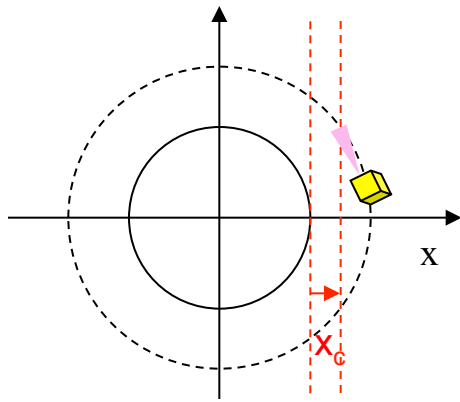


# DESORBITATION D'UN ROBUSTA-3U



Exemple : orbite initiale circulaire  $z = 700\text{km}$ ,  $T = 0.1\text{ mN}$ ,  $Cd = 2,2$ ,  $A = 0,010\text{m}^2$

Mise en marche du moteur seulement si  $X > X_c = 400\text{km}$



Propulseur en marche : 48,5 jours

Désorbitation: 549 jours

Xe consommation en masse : 34.9g

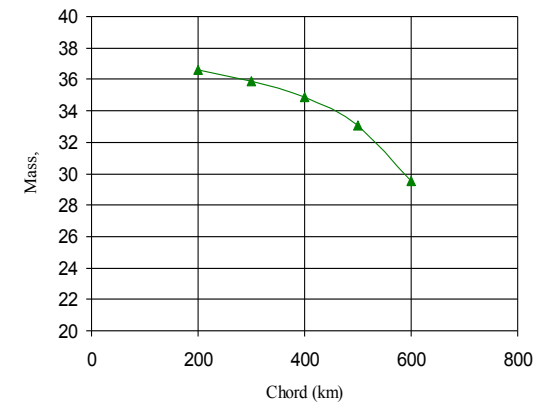
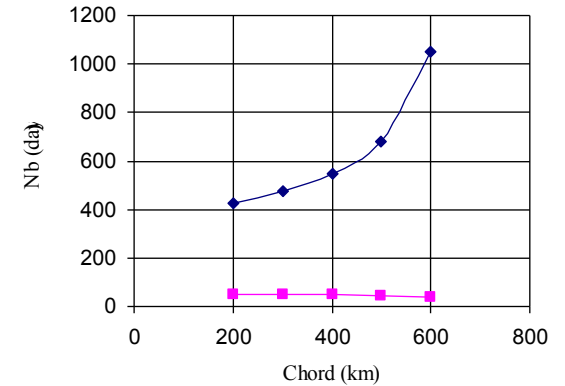
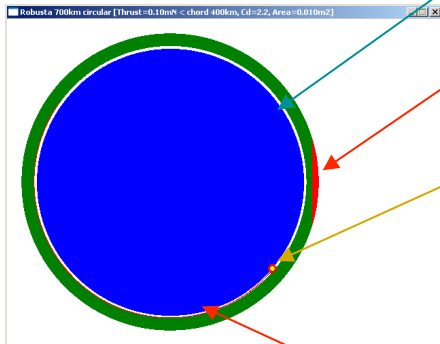
Désorbitation par frottement atmosphérique (seul)

Propulseur en marche (en rouge)

Impact

Consommation : entre 50 et 30g  
 Décroit avec  $X_c$  en raison d'une plus grande utilisation du frottement sur l'air ambiant

Approche finale (rouge)

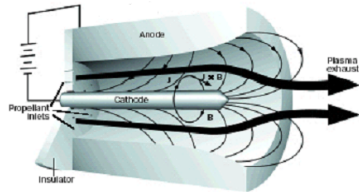


- La propulsion spatiale par plasma

# LA PROPULSION SPATIALE ELECTRIQUE



MPD thruster



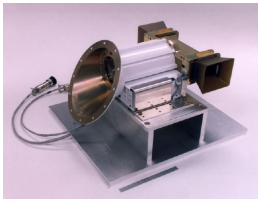
Electromagnetic

Ion acceleration via Lorentz force ( $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ )

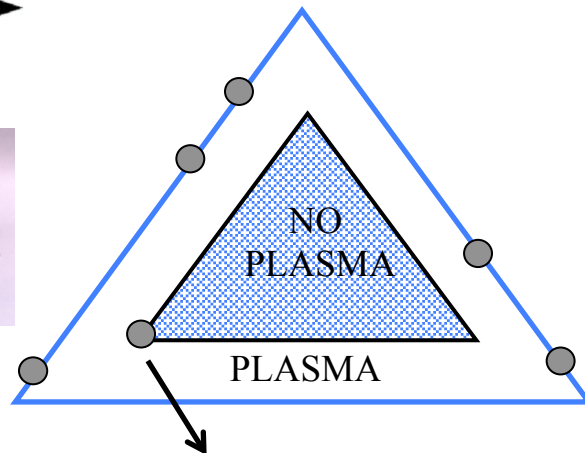
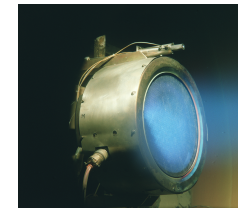
Hall thruster



Pulsed Plasma thruster

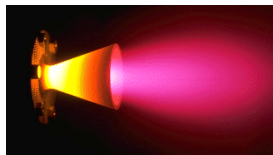


Ion thruster with grid



Resistojet

Arc-jet



Electrothermal

Electrostatic

High enthalpy flow through a nozzle

Ion acceleration by  $\mathbf{E}$  field

**DEEP SPACE 1 / NASA**  
with a solar power ion thruster; rendezvous with the Borrelly comet

Arc-jet  $T = 100 - 500 \text{ mN}$   $I_{sp} = 500 - 1000 \text{ s}$   
Ion thruster  $T = 10 - 100 \text{ mN}$   $I_{sp} = 3000 \text{ s}$

PPT  $T < 1 \text{ mN}$   $I_{sp} = 500 - 1000 \text{ s}$   
HET  $T = 100 \text{ mN}$   $I_{sp} = 1500 \text{ s}$

MPD  $T = 100 \text{ mN} - 100 \text{ N}$   $I_{sp} = 2000 - 5000 \text{ s}$

## STENTOR

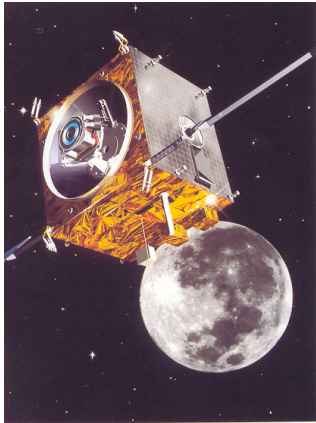
French technological satellite CNES/ France telecom/DGA Class 2t/2,4kW (available)

Tests of new technologies : electric propulsion EP with PPS1350/SPT100, ... (Electric probes, interactions plasma/solar panel, micro quartz balance)

Destroyed with ArianeV in Dec. 2002 during the launch



GDR depuis 1996 puis GIS  
CNRS/CNES/Snecma/IUniversités  
(ONERA) avec  
LPP-CPHT-LPGP-UPMC-ICARE  
(LPCE)-GREMI-Laplace-PIIM  
LSP-IJL-LPhAM- SPTCS  
+ Pologne, Russie, US



**SMART 1 (ESA)** - stands for « Small Missions for Advanced Research in Technology »

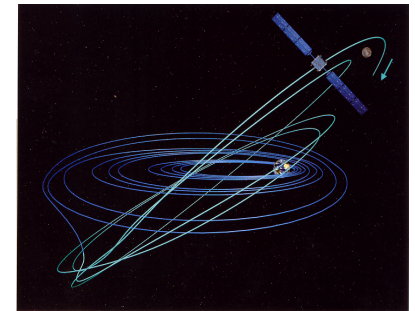
- After 40 years of Soviet and American lunar exploration, knowledge of the surface is still incomplete.

- The SMART series of missions have been included in the ESA scientific Programme to prepare the technologies needed for the future missions.

=> prove the interest of (solar) EP to prepare deep-space missions

=> demonstrate new spacecrafts for low cost missions

=> develop new scientific instruments.



Lunar mini-probe of 350 kg) by Ariane 5 on 26 sept. 2003

Propulsion by a PPS1350G (Snecma) (80kg of Xe) and with new solar panels  
18 months of orbit transfers 2003-2004

1 year in a Lunar orbit

## **ALPHABUS platform**

July 25, 2013 -ArianeV

PPS1350 from SNECMA-Safran group

## **Projets gouvernemental français « Nouvelle France industrielle »**

du 12 septembre 2013

CNES retenu comme chef de projet des satellites à propulsion électrique

Ex pour le futur : Plateforme Neosat pour satellites de 3-6 tonnes

**Contrat Boeing en avril 2012  
pour le GEO « tout électrique »**

## PPS 1350 HALL THRUSTER SNECMA –Safran group



- 100 mm outer channel diameter
- 75 mm inner channel diameter
- 25 mm channel length

Anode + gas feeding at the bottom of an annular ceramic channel

Xenon is used as a propellant (high mass, low  $E_i$ )

Magnetic barrier near channel output Trapping of electrons along the magnetic lines

Radial magnetic field obtained by external and internal coils ( $B_{max} \approx 200$  G)

External hollow cathode emitting electrons

- neutralization of the plasma plume
- injection of electrons in the channel

Trapping of electrons along the magnetic lines  $\rightarrow$  decrease of electron mobility due to induced E field (without electrodes)

Large azimuthal electron current ( $E \times B$  drift) with high energy (15-20 eV)

Very efficient ionization of Xe

## Performances and features of the PPS 1350

Thrust: 88 mN (5 mg/s xenon)

Specific impulse: 1720 s ( $V_{ions} \approx 20$  km/s)

Electric power: 1500 W

Discharge voltage: 350V

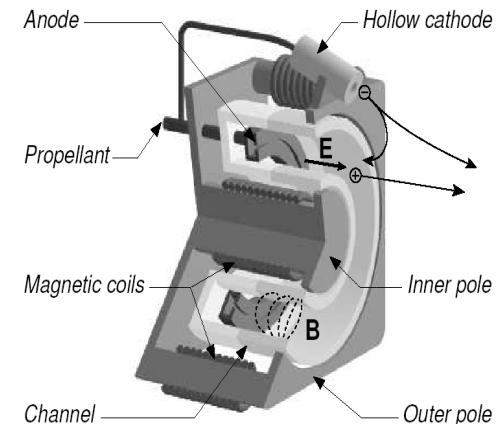
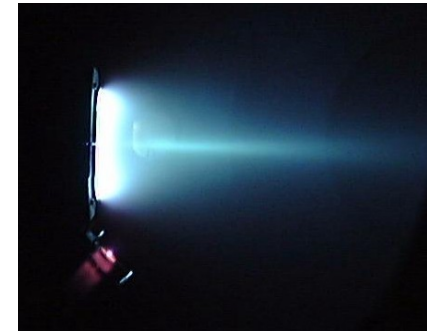
Discharge current: 4.3 A

overall efficiency: 55%

ionization efficiency : 90%

divergence of the plume: 45°

Endurance test : 11000 h ( $\sim$  20 years - 1 h per a day)



Xe ions (mainly  $Xe^+$ ) are not magnetized. They are accelerated by the induced E field out of the channel. High  $Xe^+$  speed  $\rightarrow$  high Isp  
Only electrons are magnetized (small Larmor radius: a few mm)

- le  $\mu$ -PPI Hall Effect Thruster

GEMaC – Université de Versailles St-Quentin (France) et CNRS

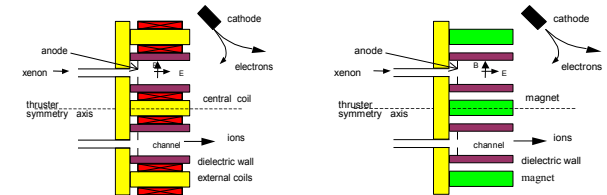
# PPI : propulseur à aimants permanents - GEMaC – UVSQ et CNRS

$\mu$ PPT (Autriche), liquide ionique (US, Suisse, Pays-Bas, GB, FP-7), L- $\mu$ PPT-liquide (Pologne),  $\mu$ PPI (France)

**Première phase (2002) :** remplacer les bobines par des aimants permanent sur un PPS

- Obtenir la même topographie magnétique
- Obtenir les mêmes performances qu'un propulseur à bobines magnétiques : en courant de décharge, poussée donc Isp
- Thermique

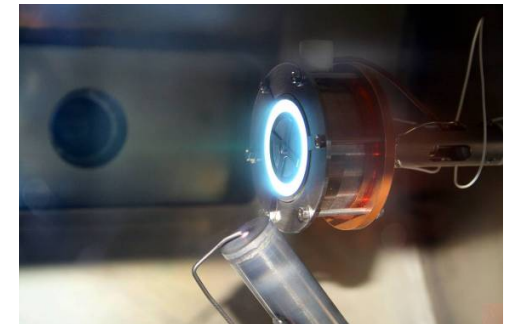
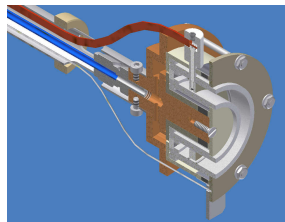
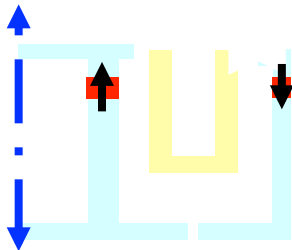
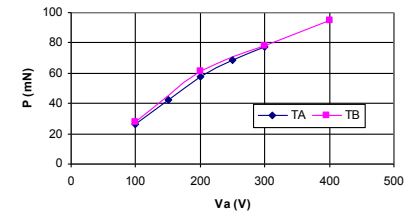
International patent ( 2003)



**Deuxième phase (2006 – 2007) :** construction d'un premier prototype à aimant permanent PPI

- Champ créé par des aimants en samarium-cobalt
- Propulseur sans écran magnétique avec un entrefer sur le circuit magnétique
- Thermique
- Tests aux laboratoires ICARE (CNRS Orléans) et GREMI (Univ. Orléans) – 10mN

International patent ( 2007)



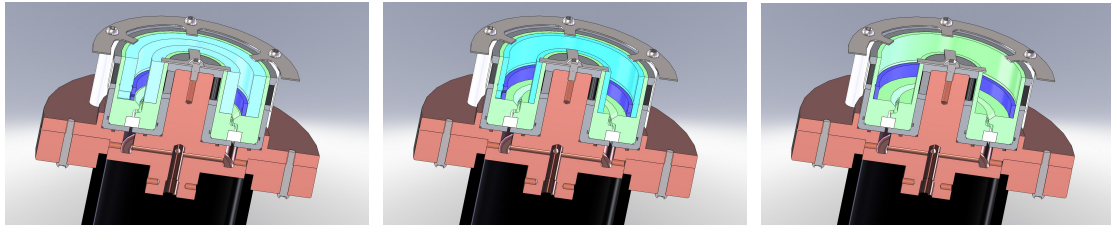
## du PPI au $\mu$ -PPI pour nanosatellites



### Troisième phase (2008) : étude d'un PPI à canal de décharge évolutif

La plupart des propulseurs à effet Hall conserve :  $h$  (largeur du canal)/ $d$  (diamètre moyen) = cste  $\sim 0,16$

- Etude d'un PPI évolutif avec  $d = \text{cste} = 37,5\text{mm}$  et différentes largeurs de canal :  $h = h_0 = 5\text{mm}$ ,  $h = 2h_0$ ,  $h = 3h_0$  (S0, 2S0, 3S0)
- Mesures réalisées au laboratoire ICARE (CNRS d'Orléans) avec même champ  $B$ , et débit de xénon conservé par unité de section du canal
- Plus  $h$  est grand, meilleures sont les performances en poussée, rendement, pertes aux parois, domaine de fonctionnement et capacité d'amorçage (Int. Conf. IEPC 2011)



### Quatrième phase (2011-2012) définition d'un $\mu$ -PPI pour nanosatellites

- Poussée :  $0,1\text{-}0,2\text{mN}$  (calculs P.Claudé – UPMC) *i.e.*  $1/100$  du PPI nominal avec un débit de Xe  $\sim 10\mu\text{g/s}$
  - Réduction de la section du canal par 100, *i.e.*  $d/10$  and  $h/10$
- $d_{\mu\text{-PPI}} = 3.8\text{mm}$  et  $h_{\mu\text{-PPI}} = 1.5\text{mm}$ ,  $D_{\text{ext}} = 8\text{mm}$ ,  $L = 6\text{mm}$
- Simulations FEMM du champ magnétique et choix des aimants nécessaires
  - Masse du propulseur :  $5\text{-}8\text{g}$ ,  $10\text{mA}$ ,  $300\text{V}$ ,  $3\text{W}$



# Le $\mu$ -PPI aujourd' hui



## **Cinquième phase : construction d' un $\mu$ -PPI**

- Définition du micro-PPI terminée
- Dossier de fabrication et plans terminés
- Toutes les pièces pour l' assemblage sont maintenant au GEMaC

(pièces usinées sur place ou en sous-traitance, micro-aimants)

- Assemblage terminé pour fin novembre 2013

## **Cinquième phase : premiers tests**

- Remise à niveau d' un caisson à vide du GEMaC :  $\Phi \sim 0,40$  m ;  $L \sim 0,60$  m
- Acquisition de micro-débitmètres pour le propulseur et la cathode
- Mini-cathode du KhAI (Ukraine) fournie par le GDR 3161 « Propulsion spatiale par plasma »  
et discussion en cours avec le KhAI pour la fabrication d' une micro cathode
- Alimentations électriques prêtées par l' Université de Dijon – en attente : 300-500V / 0,5-1 A ?
- Groupe de pompage prêté par le GEMaC

*Premiers tests d' allumage prévus pour décembre 2013*

# Les stagiaires



## Stagiaires impliqués dans le projet

2012-2013

PARISXIII L3 : « Modélisation avec le code HETMaN du plasma dans de petits propulseurs à plasma »

UPMC Master Physique et Applications : « Modélisation des propriétés du plasma dans un propulseur avec le code HETMaN »

UPMC L3 cursus ingénierie : « Micro-propulseur à plasma pour nanosatellites universitaires »

Ecole d'Ingénieur ELISA : stagiaires de 2<sup>ième</sup> année : étude système

2013-2014

UPMC L3 : « Modélisation du plasma dans des PPI-miniaturisés » (résultats présentés :

1. M Dabiri, M Dudeck, M Guyot, S Barral, J Kurzyna, Plasma Properties Inside a Small Hall Effect Thruster, 33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington, D.C., USA October 6–10, 2013
2. A Mestre, M Dabiri, M Dudeck, M Guyot, S Denise S Barral, J Kurzyna, Plasma inside a micro-Hall thruster for nanosatellites, International Conference on Research and Applications of Plasmas, Plasma-2013, Warsaw, September 2-6, 2013

UPMC L3 : « Etude du contrôle d'attitude d'un CubeSat-3U »

PARISXIII L3 : proposition de 2 stages de licence

## Etude système pour un $\mu$ -PPI



### Etude système pour un CubeSat-3U : en cours

- Ecole d'Ingénieur ELISA de St Quentin (resp. Yves Blin)
- UPMC et Observatoire de Paris pour le contrôle d' attitude
- Lycée Fresnel de Paris

+

20 ans d'expérience en France dans le domaine de la propulsion spatiale par plasma (HET)

Moteurs : 20kW (FP-7) – 1,5kW (PPS1350, PPS-ML) – 300W (Snecma et PPI pour recherche)

30 thèses – 300 communications à des conférences internationales – 120 publications

-

Changement d'échelle vers un micro propulseur qui est hors gamme habituelle

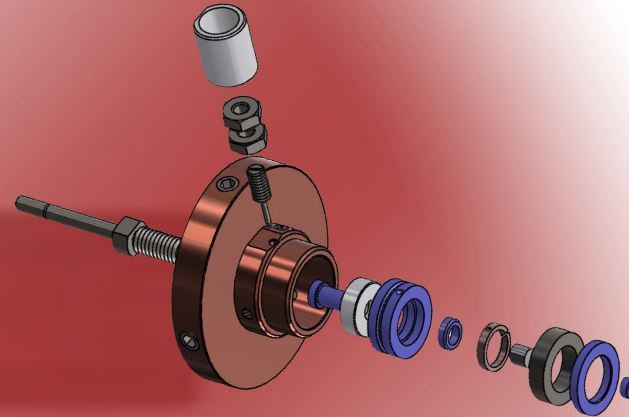
Ensemble de contrôle-commande à définir ? Électronique, micro vannes

Contrôle d'attitude ?

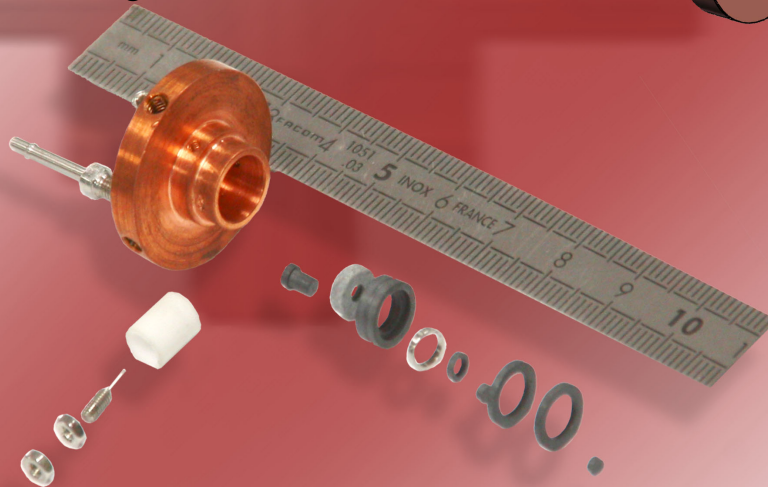
Contraintes spécifiques aux CubeSats : exemple pression limitée (réservoir ?)

.... **RESTER OPTIMISTE** ....

Arrivée courant anode

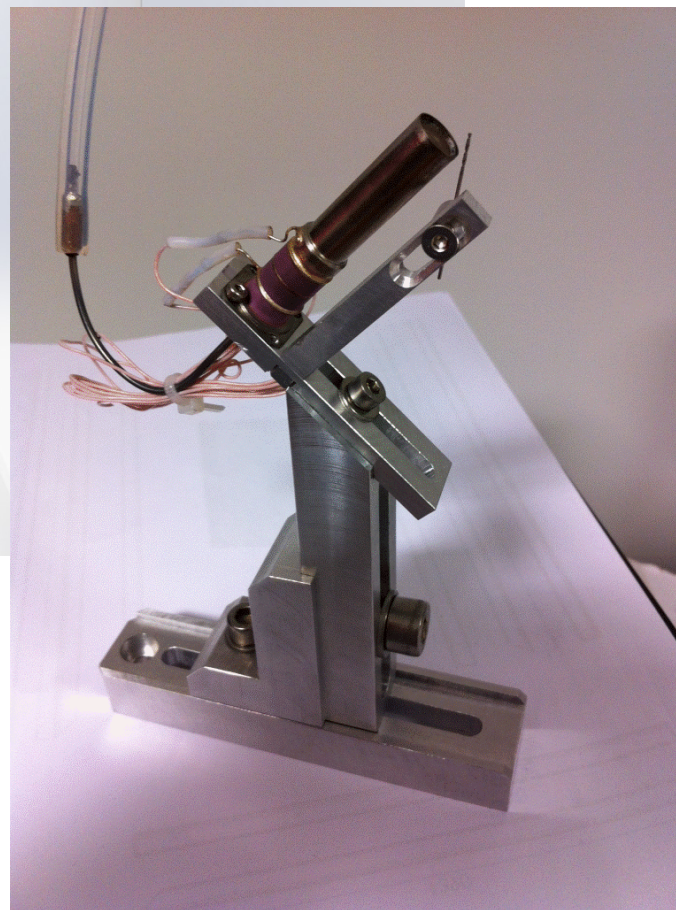


Pièce d'assemblage en cuivre



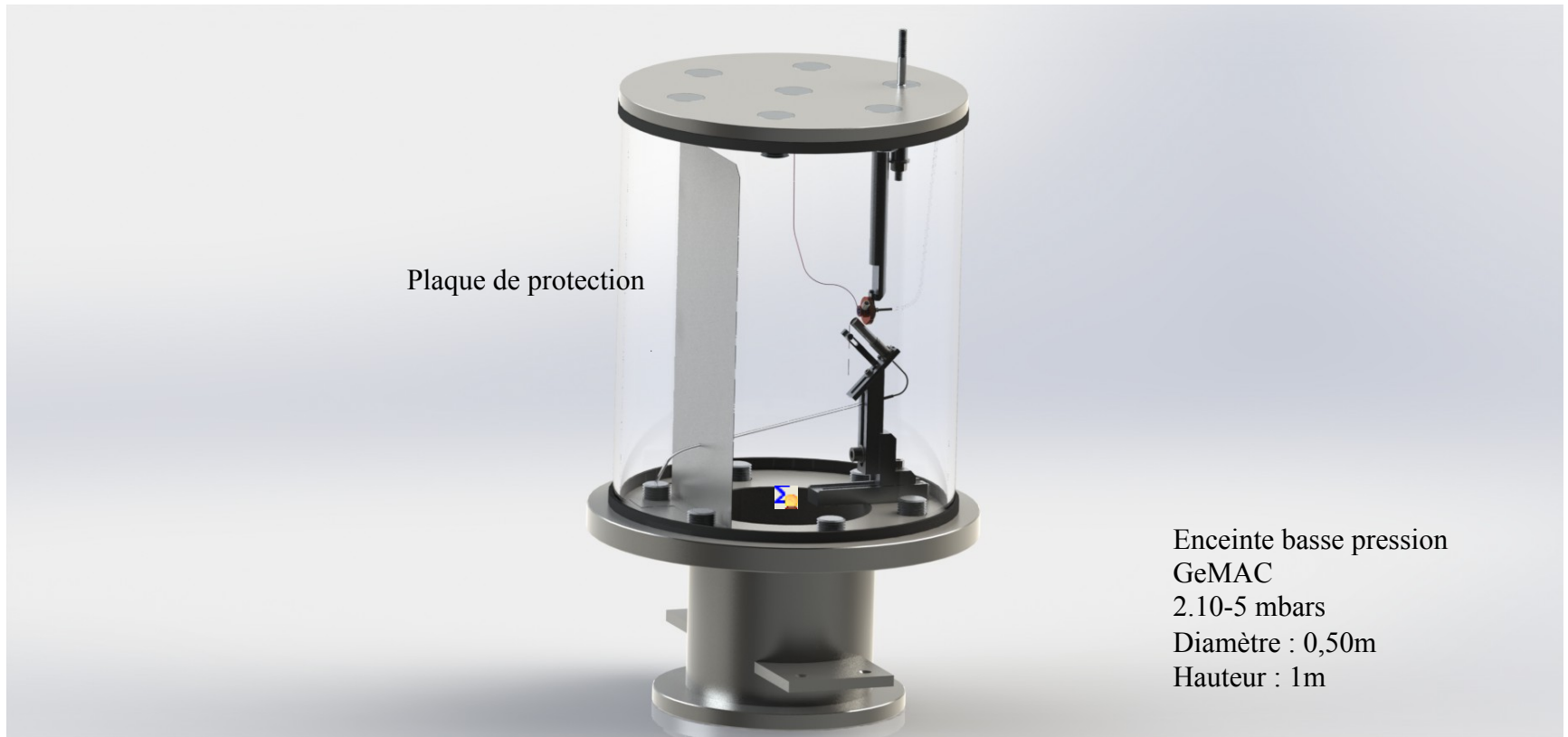
En bleu : les parties magnétiques  
En blanc : la céramique poreuse

Diamètre extérieur : 8 mm  
Longueur : 6 mm



Bloc cathode ave keeper et thermocouple

Cathode KhAI (Ukraine)



Premiers tests d'allumage du moteur : décembre 2013