

# Propulsión espacial por plasma

Eduardo Ahedo Galilea

*Un cohete de plasma suministra en el espacio una fuerza por unidad de peso de propulsante muy superior a la de un cohete químico, gracias a la velocidad mucho mayor del plasma eyectado. Existe una amplia variedad de propulsores de plasma, dependiendo, entre otros factores, de los mecanismos de transmisión de energía interna al plasma, de su conversión en energía cinética, y de las geometrías de diseño y confinamiento. El desarrollo de modelos teóricos y códigos de simulación del plasma es esencial para mejorar el diseño y prestaciones de los cohetes de plasma.*

## 1. Propulsión espacial: ¿química ó eléctrica?

El desplazamiento de un satélite o astronave en el espacio y el control de su posición son el objeto de la propulsión espacial, la cual se lleva a cabo mediante motores cohete. Éstos se caracterizan por transportar consigo todo el propulsante (combustible) y por funcionar de acuerdo al Principio de acción y reacción, generándose una fuerza o empuje  $F$  sobre la astronave mediante la expulsión en sentido contrario de un chorro de gas de alta energía cinética. Dependiendo de la fuente principal de energía utilizada para acelerar dicho chorro, distinguiremos entre propulsión química y propulsión eléctrica o por plasma.

Hay que distinguir las tecnologías de los cohetes espaciales y de los cohetes lanzadores (Ariane 5, Atlas, etcétera), responsables éstos de colocar en órbita espacial la astronave desde la superficie de la Tierra. Los cohetes lanzadores requieren una potencia enorme, capaz de generar un altísimo empuje durante varios minutos para vencer la gravedad terrestre. Estos cohetes son dominio exclusivo de la propulsión química y constituyen una tecnología independiente. La competencia entre cohetes químicos y eléctricos sólo tiene sentido en el espacio, donde los empujes son mucho menores pero operan durante un intervalo de tiempo mucho mayor.

Los requerimientos propulsores en el vacío espacial se miden por  $\Delta V$ , suma de todos los cambios de velocidad que han de realizarse en el movimiento de la astronave. Cerca de cuerpos celestes grandes,  $\Delta V$  también incluye la compensación de la fuerza de gravedad y de la resistencia atmosférica, si la hubiera. Desde el punto de vista de la propulsión, una misión es más ambiciosa cuanto mayor sea  $\Delta V$ .

Una parte importante del coste de una misión espacial es el atribuido a su lanzamiento, el cual es proporcional al peso inicial de la astronave. Una fracción sustancial de dicho peso corresponde al combustible necesario para la propulsión de la astronave en el espacio. El aumento exponencial de la masa de propulsante  $M_{prop}$  con los requerimientos propulsores de la misión espacial queda reflejado en la ecuación de Tsiolkovsky

$$\frac{M_{prop}}{M_{fin}} = \exp\left(\frac{\Delta V}{c}\right) - 1 \quad (1)$$

donde  $M_{fin}$  es la masa final de la astronave, suma de la carga útil y la masa “seca” del motor cohete (excluido el propulsante) y  $c$  es la velocidad de salida del chorro gas, parámetro conocido como *impulso específico*, el cual depende del tipo de cohete.

En un cohete químico, el impulso específico es una característica intrínseca del propulsante, relacionada con su potencia calorífica, y existen limitaciones naturales en su valor máximo. El propulsante químico más usado en el espacio es la hidracina, por ser una combinación de sencillez (es un mono-propulsante que se calienta al descomponerse en una cama catalítica), seguridad de almacenamiento y un impulso específico mediano (en torno a 2.3 km/s). En un cohete eléctrico,  $c$  es extrínseco al propulsante y depende de la energía electromagnética transmitida al mismo. Así, los cohetes de plasma pueden proporcionar impulsos específicos altísimos: impulsos del orden de 30 km/s ya han sido demostrados en misiones espaciales. La posibilidad de reducir exponencialmente la factura asociada al transporte del propulsante o de hacer viables misiones interplanetarias hasta ahora imposibles por su gran  $\Delta V$  hace extremadamente competitiva a la propulsión por plasma.

No obstante, un cohete eléctrico es un aparato complejo con un sofisticado subsistema de control y su masa “seca” no es despreciable. Ello implica la existencia de un  $c$  óptimo según sean los parámetros de la misión propulsora. Por ejemplo, impulsos específicos de 15-20 km/s son los más adecuados para las tareas de mantenimiento orbital de satélites geostacionarios, que constituyen el mayor volumen del mercado espacial y requieren un  $\Delta V$  en torno a 0.6 km/s en 10 años.

La potencia eléctrica disponible en la astronave (proveniente de grandes paneles solares, en general) es el factor que más afecta al desarrollo, implantación y operación de los cohetes de plasma. Afortunadamente la potencia eléctrica instalada está teniendo un crecimiento espectacular, habiéndose alcanzado ya, en algún caso, los 8 kilovatios y con perspectivas de triplicarse en una década. Dado que el producto  $Fc$ , del empuje por el impulso específico, es proporcional a la potencia disponible, la operación de un cohete de plasma requiere un compromiso entre ambos factores: a mayor  $c$ , menor consumo de combustible, pero también menor  $F$  y más tiempo requerido para

realizar la tarea propulsora. Contrariamente a la creencia de los periodistas, el cohete de plasma no es un “velocista” sino un “corredor de fondo”, ideal para realizar un maratón espacial sin reavituallamiento. De hecho, la misión espacial Dawn, dotada de cohetes eléctricos, batió en junio de 2010 la marca absoluta de  $\Delta V$  impartido por un cohete espacial.

## 2. Propulsión por plasma: una familia extensa y variada

Una buena parte de los cohetes de plasma se concibieron hace medio siglo. Con las buenas perspectivas actuales, nuevos diseños han aparecido recientemente, de forma que la propulsión por plasma constituye hoy en día una extensa familia con:

- distintos grados de desarrollo, desde motores operacionales a prototipos básicos de laboratorio;
- rangos óptimos de potencia desde el vatio al megavatio, funcionando bien en régimen estacionario o pulsado;
- distintas formas de suministrar energía al plasma, a través bien de electrodos bien del acoplamiento con emisiones electromagnéticas de radiofrecuencia o microondas;
- distintos mecanismos de aceleración del plasma y de transmisión del empuje del gas a la estructura del motor.

La clasificación más extendida de los motores de plasma se basa en el mecanismo dominante de aceleración del plasma. En la formulación fluida de un plasma totalmente ionizado, la ecuación estacionaria de cantidad de movimiento de Navier-Stokes toma la forma

$$\nabla \cdot \rho \vec{u} \vec{u} = \mathcal{E}_0 \vec{E} (\nabla \cdot \vec{E}) + \vec{j} \times \vec{B} - \nabla \cdot \vec{p} \quad (2)$$

donde:  $\mathcal{E}_0$  es la permitividad del vacío,  $\vec{E}$  y  $\vec{B}$  son los campos eléctrico y magnético, que pueden ser aplicados externamente o autoinducidos por el plasma,  $\rho$  es la densidad de plasma,  $\vec{u}$  su velocidad fluida,  $\vec{p}$  su tensor de presiones (con contribuciones parciales de iones y electrones), y  $\vec{j}$  su densidad de corriente eléctrica. Tanto  $\rho$  como  $\vec{u}$  están determinados por los iones; los electrones, muchísimo más ligeros, no contribuyen casi a la cantidad de movimiento pero suelen ser la contribución principal a  $\vec{j}$ . El empuje está asociado al valor de  $\rho u^2$  a la salida del motor en la dirección de su eje. Dependiendo de cual de los términos del segundo miembro de (2) domine, hablamos de un propulsor electrostático, electromagnético o electrotérmico.

Una propiedad central de los plasmas en propulsión (y de los plasmas en general) es su *cuasineutralidad*, según la cual iones y electrones constituyen dos nubes con densidades de carga eléctrica opuestas, pero muy interpenetradas, gracias al auto-campo eléctrico que se genera entre ellas. Como resultado de ello, la carga eléctrica neta resultante es casi nula pero suficiente para mantener un campo eléctrico (que llamaremos *ambipolar*) que gobierna la dinámica de iones y electrones. Salvo casos excepcionales, la cuasineutralidad se vulnera solamente en capas muy delgadas (llamadas de Debye) en torno a electrodos, rejillas, y paredes de la cámara, donde es incompatible con las condiciones eléctricas de dichas superficies.

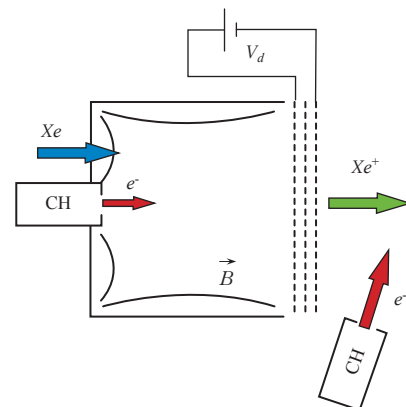
No se ha de confundir un plasma cuasineutro con un plasma recombinado de nuevo en un gas neutro eléctricamente, que ya no reacciona a las fuerzas electromagnéticas. La recombinación del plasma tendría lugar en una escala de tiempo mucho mayor que el tiempo de tránsito del chorro de plasma en el motor y, por tanto, se puede ignorar. En un plasma cuasineutro, el primer término del segundo miembro de (2) es despreciable.

### Propulsión electrostática

El motor más desarrollado de este grupo es el *motor iónico de rejilla* (figura 1) con  $c \sim 25\text{-}30$  km/s, típicamente. El motor consta de una cámara de descarga donde se genera un plasma cuasineutro y un sistema de dos o tres rejillas, con una diferencia neta de potencial eléctrico entre ellas,  $V_d$ , del orden del kilovoltio. Éstas aceleran los iones desde la cámara al vacío exterior e impiden el transporte de electrones a través de las mismas (en ambos sentidos). Un emisor exterior (generalmente del tipo *cátodo hueco*) provee de una corriente de electrones igual a la del chorro de iones, preservando así la cuasineutralidad del chorro de plasma y el potencial eléctrico de la astronave, y permitiendo una operación continua del motor. En el diseño más clásico del motor iónico, ya operativo en satélites comerciales, un segundo emisor en la cámara provee de los electrones necesarios para bombardear el gas neutro e iniciar la producción de plasma.

La ionización eficiente del gas en la cámara requiere un tiempo largo de confinamiento de los veloces electrones en la cámara antes de que terminen colectados en sus paredes. Un sistema de bobinas e imanes en torno a la cámara genera un campo magnético, mayormente paralelo a sus paredes, que confina directamente a los electrones y, gracias a la cuasineutralidad, también a los iones. Los motores operativos funcionan con xenon, fácil de operar y con un coste bajo de ionización por unidad de masa. Las densidades y temperaturas típicas del plasma en la cámara son  $10^{17}\text{-}10^{18}$  iones/m<sup>3</sup> y 3-10 electron-voltios (eV), respectivamente ( $1 \text{ eV} \approx 11600 \text{ K}$ ).

El elemento más crítico del motor iónico es el sistema de rejillas. Primero, éstas deben encauzar mini-chorros de iones bien alineados (para optimizar la eficiencia) y minimizar los impactos de iones con ellas (causantes de su deterioro progresivo). Segundo, las rejillas han de estar muy próximas



**Fig.1.** Esquema de un motor iónico con 3 rejillas funcionando con xenon. CH son los cátodos huecos.

(a una distancia de 0.5-1 milímetros) pues la ley de Child del plasma dicta que el flujo máximo de iones es inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre rejillas.

Diseños alternativos de motor iónico, probados con éxito en vuelo, sustituyen el emisor interior de electrones por emisiones de radiofrecuencia o microondas, cuya energía se deposita por diversos mecanismos en el plasma. La aceleración electrostática de gotas cargadas o iones, extraídos de finos canales, es el mecanismo utilizado en los *microcohetes coloidales* y los *FEEP* (Field Emission Electric Propulsion), que muy pronto serán probados en vuelo por la ESA (European Space Agency).

### Propulsión electromagnética

El *motor de efecto Hall* (MEH) (figura 2) con  $c \sim 15-20$  km/s, es el más maduro de este grupo y está plenamente operativo. Consta de una cámara anular con el inyector de gas y el ánodo al fondo de la misma y un cátodo hueco exterior que es también fuente única de electrones. El plasma es cuasineutro excepto en las capas de Debye en torno a las paredes y establece, dentro de la cámara y en el chorro exterior, un campo eléctrico ambipolar. Éste distribuye los electrones emitidos por el cátodo en dos flujos, uno hacia el chorro exterior y el otro hacia el interior de la cámara. Este último bombardea a los neutros y genera el plasma. La diferencia de potencial entre ánodo y cátodo acelera el chorro de iones hacia el exterior, donde se le une el segundo flujo de electrones (como en un motor iónico).

Nuevamente es necesario aplicar un campo magnético para aumentar el tiempo de residencia de los electrones en la cámara y tener una ionización eficiente. En este caso el campo magnético es básicamente radial, inhibiendo pues el avance axial de los electrones. El campo magnético radial y el campo eléctrico axial originan una corriente electrónica azimutal o de efecto Hall. La combinación de ésta con colisiones ocasionales y efectos turbulentos culmina en un movimiento colectivo helicoidal de los electrones entre cátodo y ánodo. El campo magnético, de unos cientos de Gauss, es débil para actuar directamente sobre los (masivos) iones que son acelerados axialmente por el campo eléctrico. En la ecuación (2) el empuje del plasma sobre el motor proviene de la fuerza generada por la corriente azimutal y el campo magnético radial.

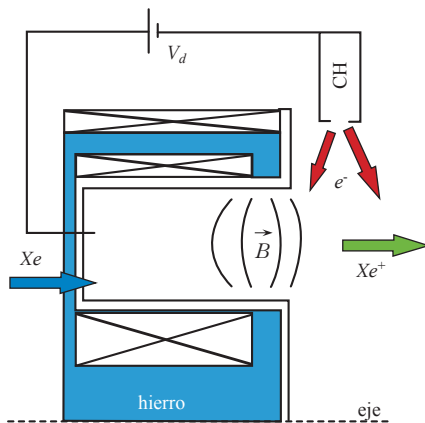


Fig.2. Motor de efecto Hall.

Obsérvese que los flujos axiales de iones y electrones dentro de la cámara son opuestos y constituyen la corriente eléctrica que circula entre cátodo y ánodo por el circuito eléctrico exterior. El potencial de descarga en un MEH es 200-400V. Las densidades y temperaturas típicas del plasma en la cámara de un MEH son  $10^{17}-10^{18}$  iones/m<sup>3</sup> y 20-40 eV.

La falta de confinamiento magnético de los electrones respecto de las paredes laterales del MEH provoca unas importantes pérdidas de energía a éstas y que la erosión por impacto iónico sea el factor determinante de la vida útil de estos motores. Un diseño alternativo muy reciente, el *MEH con cúspides magnéticas* (figura 3), consta de una cámara cilíndrica y, gracias a un sistema de imanes, alterna líneas magnéticas paralelas y perpendiculares a las paredes, pretendiendo la doble función de limitar los transportes radial y axial de electrones. La física detallada del plasma en estos motores es aún poco conocida pero los ensayos son muy prometedores y la ESA tiene programado un vuelo de demostración para 2013.

El motor magneto-plasma-dinámico (MPDT en sus siglas en inglés) (figura 4) consiste en una cámara anular con un cátodo central y un ánodo anular entre los que se establece una diferencia de potencial de una centena de voltios y corriente electrónica radial en la cámara. Ésta ioniza el gas inyectado en la parte trasera e induce un campo magnético azimutal de acuerdo a la ley de Ampere,  $\nabla \times \vec{B} = \mu_0 \vec{j}$ . La combinación de la corriente radial y el campo azimutal proporciona el empuje de este motor, donde todo aparece trastocado respecto al MEH. Incluso las corrientes axiales de iones y electrones son iguales, de manera que no hay corriente eléctrica axial neta ni se requiere un neutralizador externo. Las densidades y temperaturas típicas del plasma en un MPDT son  $10^{19}-10^{21}$  iones/m<sup>3</sup> y 3-10 eV. El MPDT, aunque concebido hace 50 años, presenta poderosos inconvenientes que han frenado su desarrollo. Primero, las pérdidas energéticas en torno a los electrodos son altas y el empuje aumenta con el cuadrado de la potencia, por lo que el

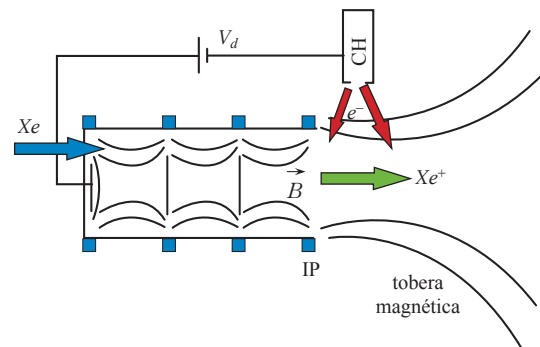


Fig.3. Motor de efecto Hall con cúspides magnéticas.

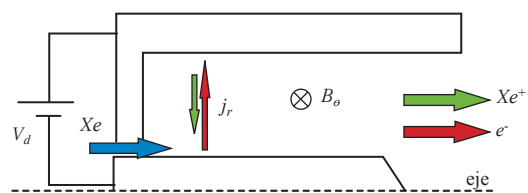


Fig.4. Motor magnetoplasma dinámico.

MPDT sólo es moderadamente eficiente para potencias del orden de 0.5-1 megavatio, fuera del alcance de las fuentes de potencia espaciales a corto plazo. Segundo, los altos flujos de plasma erosionan rápidamente el cátodo y limitan la vida útil del MPDT por debajo de las 1000 horas, en contraposición a las 10000 horas de un MEH y las más de 20000 horas de un motor iónico.

Otros motores electromagnéticos son el *PPT* (Pulsed Plasma Thruster), un mini-motor ya operativo, de baja eficiencia pero simple, el *MPDT con campo aplicado*, bastante inmaduro todavía, y el poco conocido *PIT* (Pulsed Inductive Thruster).

### Propulsión electrotérmica

El *motor de arco eléctrico* (figura 5) es el motor operativo en esta categoría. Es un motor básicamente químico donde se establece un arco de plasma en torno al centro de la garganta de la tobera, el cual añade energía al gas neutro que lo rodea y con ello se incrementa la velocidad del mismo a la salida de la tobera. El arco de plasma de baja densidad y sin casi contacto con las paredes mantiene temperaturas de 20000 K frente a los 2000 K del denso gas neutro cerca de las paredes de la tobera.

El recientemente concebido *motor helicón* (figura 6) es un buen ejemplo de propulsión avanzada, sin electrodos y con una tobera magnética. Consta de una cámara cilíndrica donde se genera y calienta un plasma por transferencia resonante de la energía de una onda particular de radiofrecuencia, conocida como helicón. Un sistema de bobinas genera un campo magnético axial dentro del tubo, necesario para

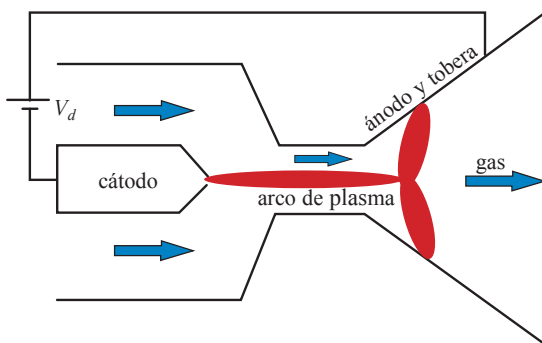


Fig.5. Motor de arco eléctrico.

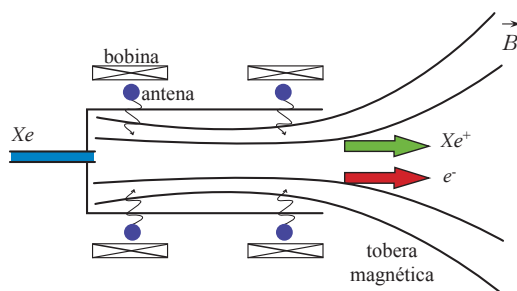


Fig.6. Motor helicón.

la onda helicón y el confinamiento radial. Hacia la salida del tubo, el campo magnético se convierte en una ‘tobera’ magnética divergente que, confinando y guiando al plasma, produce su aceleración supersónica en un proceso análogo al experimentado por un gas neutro en una tobera sólida. A diferencia de una tobera sólida, donde la transmisión de empuje se realiza a través de la presión del gas en las paredes divergentes, en una tobera magnética el empuje es la fuerza magnética de reacción de las corrientes de plasma sobre las bobinas del motor. Aguas abajo, el plasma se desmagnetiza y se separa de las líneas magnéticas. La densidad del plasma en la cámara es  $10^{18}$ - $10^{20}$  iones/ $m^3$  y la temperatura electrónica se espera sea de unas decenas de eV.

El *VASIMR* (Variable Specific Impulse Magneto Rocket), desarrollado exclusivamente por una compañía privada nacida de la NASA, tiene una concepción similar al motor helicón pero añade una etapa intermedia entre la fuente helicón y la tobera, constituida por una antena que “calienta” los iones por resonancia ciclotrónica.

### 3. Actividad investigadora de EP2

El Equipo de Propulsión Espacial y Plasmas (EP2) de la Universidad Politécnica de Madrid se dedica al desarrollo de modelos teóricos y códigos de simulación de propulsores espaciales de plasma y problemas afines. Hasta hace cuatro años, la investigación estuvo centrada en los MEH, campo en el que se desarrollaron modelos avanzados de la compleja interacción plasma-pared y los primeros códigos fluidos completos que explicaban la variada fenomenología del plasma en la cámara del MEH. Seguidamente, en colaboración

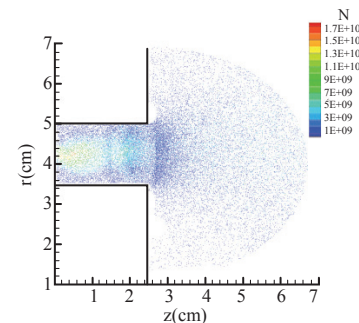


Fig.7. Código HPHALL-2. (a) Instantánea de distribución de macro-iones en el dominio; N es el número de iones en cada partícula.

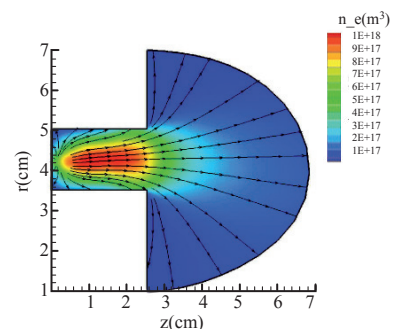
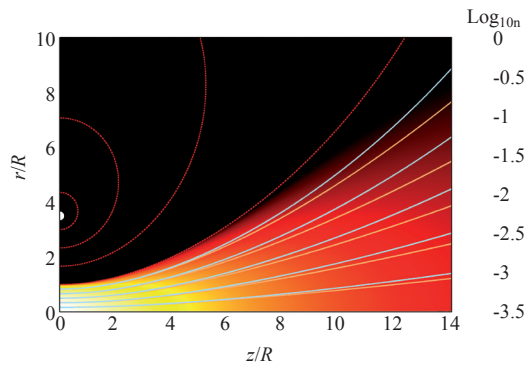


Fig.7. Código HPHALL-2. (b) Densidad de plasma obtenida a partir de la distribución de macro-iones.



**Fig. 8.** Código DIMAGNO. Tubos de flujo de iones (azul) y electrones (naranja) y mapa en color de la densidad de un plasma expandiéndose supersónicamente.

con SPL-MIT (Space Propulsion Laboratory-Massachusetts Institute of Technology) y financiación de AFOSR (Air Force Office for Scientific Research) se desarrolló el código HPHALL-2 que permite simular las geometrías física y magnética reales de un MEH y adoptar unos modelos más acordes con el carácter poco colisional y anisotrópico del plasma (que lo diferencia de los gases usuales).

HPHALL-2 (figura 7) tiene una formulación híbrida: fluida y anisotrópica para los electrones y de partículas para iones y neutros. Ésta última calcula la evolución temporal de  $10^5$ - $10^6$  macro-partículas sujetas a las fuerzas electromagnéticas. Los procesos de ionización e inyección/recombinación en las paredes de la cámara se simulan con métodos probabilísticos de Montecarlo. Las magnitudes macroscópicas (densidad, flujo, temperatura,...) se calculan en una malla de nodos, promediando las propiedades de las partículas en el entorno de influencia de cada nodo. HPHALL-2 ha sido usado tanto por EP2 –en colaboración con ESA y TecNALIA– como por SPL-MIT y el Jet Propulsion Laboratory para cálculos de erosión de la cámara del motor.

EP2 participa en el proyecto HPH.COM del 7º Programa Marco (7PM) de la Unión Europea, cuyo objetivo es construir el primer motor helicón europeo. Ha sido responsable de

buena parte de los modelos teóricos, en particular del estudio de la dinámica interior y exterior del plasma, de las capacidades propulsoras del invento, y de la formación de discontinuidades electrostáticas en el chorro supersónico (debidas a una termodinámica “anómala” del plasma). Un producto del trabajo para dicho proyecto es el código propio DIMAGNO (figura 8) para la simulación del plasma en una tobera magnética. El desarrollo ulterior de este código y su aplicación a otros cohetes de plasma está siendo financiado por AFOSR.

En el último año EP2 ha ampliado sus líneas de trabajo. Primero, ha comenzado el desarrollo de un nuevo código híbrido, en la estela de HPHALL-2, para la simulación de un motor helicón y del MEH con cúspides magnéticas. Segundo, EP2, junto al Grupo de Amarras Electrodinámicas (GAE) y el Advanced Concepts Team de la ESA investigan el desorbitado de basura espacial mediante el uso de chorros de plasma emitidos por una astronave próxima. Finalmente, EP2 y GAE han propuesto un concepto similar para la deflexión de asteroides dentro del proyecto europeo STONE, en proceso de evaluación por el 7PM.

## Referencias

- [1] JAHN R., *Physics of Electric propulsion*, Dover, 2006.
- [2] Revista *Aerospace America*. Cada diciembre publica un resumen de los logros del año en las distintas áreas aeroespaciales. Véase “Electric propulsion”, p. 49, dic. 2010.
- [3] web.fmetsia.upm.es/ep2 contiene las actividades y publicaciones principales de EP2.
- [4] *Proyecto HPH.COM: cohetes eléctricos para el futuro espacial*, revista UPM, nº 18, pp. 16-19, dic. 2010, Universidad Politécnica de Madrid.

### Equipo de Propulsión Espacial y Plasmas (EP2)

Universidad Politécnica de Madrid  
Plaza Cardenal Cisneros, 28040 Madrid  
eduardo.ahedo@upm.es  
web.fmetsia.upm.es/ep2