

**MINISTÉRIO DA DEFESA
COMANDO DA AERONÁUTICA
COMANDO-GERAL DE TECNOLOGIA AEROESPACIAL
INSTITUTO DE ESTUDOS AVANÇADOS**



Divisão de Energia Nuclear

MISSÕES ESPACIAIS E A ENERGIA NUCLEAR

Parte III. Propulsão Elétrica

Yuji Ishiguro

e

Lamartine Guimarães

P03/08 – 14 de março de 2007

Rodovia dos Tamoios, km 5,5, Putim
12.228-001 São José dos Campos – SP
Brasil
Tel.: (12) 3947-5559

Resumo

São apresentados aspectos básicos de propulsor elétricos e alguns sistemas que estão sendo desenvolvidos.

Lista de figuras

Figura 1. Grandeza de ΔV e propulsores necessários para missões do futuro

Figura 2. Estrutura e funcionamento básico de propulsor eletro-estático

Figura 3. NSTAR

Figura 4. NEXIS

Figura 5. HiPEP

Figura 6. VASIMR – Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket

Figura 7. Relação entre a velocidade de escape do plasma, taxa de consumo do propelente e empuxo de VASIMR de um veículo de missão ao Marte com 10 MW de potência

Missões Espaciais e a Energia Nuclear

Yuji Ishiguro

e

Lamartine Guimarães

Parte III. Propulsão Elétrica

Índice

1. Introdução
2. Tipos de propulsor elétrico
3. Propulsor eletro-estático
 - 3.1. NSTAR
 - 3.2. NEXIS
 - 3.3. HiPEP
4. VASIMR

Referências

1. Introdução

O lançamento da terra e a propulsão no espaço são efetuados por meio de expulsão de massa de propelente a altas velocidades. Para um mesmo efeito, quanto maior a velocidade, tanto menor o requisito do propelente e maior a energia necessária. Como mostrado na Parte II, com foguetes químicos o requisito do propelente é enorme. Foguetes núcleo-térmicos (NTR) são mais eficientes mas a velocidade de saída do propelente é limitada pela temperatura máxima do reator. Nos sistemas NTR pesquisados atualmente o impulso específico é limitado a cerca de 1000 s.

O motivo para o desenvolvimento de propulsor núcleo-elétrico é a necessidade de propulsores mais eficientes nas missões contempladas para o futuro, para reduzir a massa de propelente e o tempo de vôo de transferência e para possibilitar manobras como inserção de nave em órbitas de planetas. A Figura 1 mostra as grandezas de ΔV e potência de propulsor elétrico para diversas missões [1]. Serão necessários sistemas com potência maior que 100 kWe, I_{sp} de 6000 – 14000 segundos, e tempo de operação de até 10 anos. Objetivos tecnológicos incluem a redução da erosão de materiais para assegurar longas vidas operacionais.

Propulsores a íon pesquisados atualmente podem atingir I_{sp} de 5.000 a 10.000 segundos e o consumo do propelente, para um mesmo ΔV , é bem menor que com foguetes químicos ou NTR (Figura 9, Parte I). O empuxo e a aceleração são bem limitados e o tempo de vôo pode ser maior para curtas missões. Para missões mais longas, como missões para os planetas externos, a aceleração contínua e constante, mesmo sendo menor, juntamente com a possibilidade de órbita mais direta e curta, pode resultar em menores tempos de vôo.

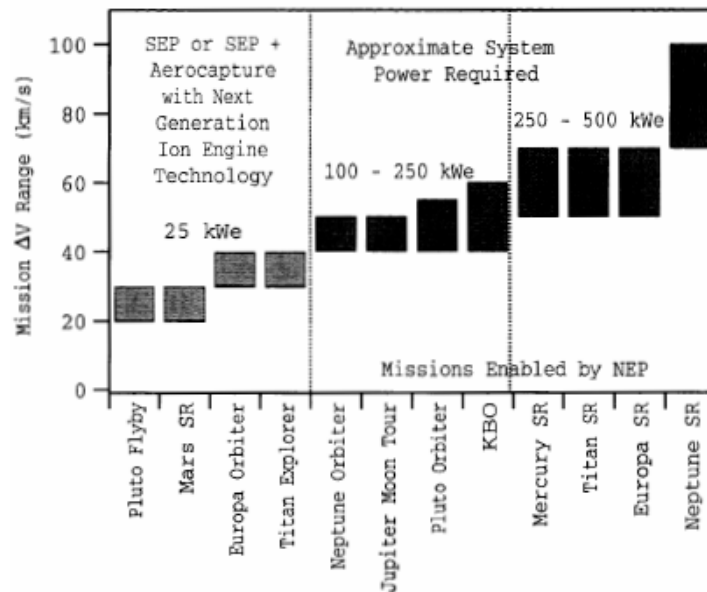


Figura 1. Grandeza de ΔV e propulsores necessários para missões do futuro [1]

2. Tipos de propulsor elétrico

Diversos tipos de propulsor elétrico estão sendo pesquisados. A Ref. [2] inclui 9 tipos elétricos numa lista de propulsores atuais e de futuro, inclusive propulsor eletro-térmico que usa aquecimento elétrico para ionizar o propelente. Num propulsor deste tipo foi demonstrado I_{sp} de até 2000 segundos usando o gás hidrogênio como propelente, formando o fluxo de gás em tal forma que a temperatura central é mais alta que o limite de temperatura da parede. A Ref. [3] descreve três aquecedores elétricos, de resistência, de arco e de descarga sem eletrodo. Em propulsores eletromagnéticos partículas eletricamente carregadas são aceleradas em campo eletromagnético como em aceleradores em terra.

3. Propulsor eletro-estático

Propulsor a íon tipo eletro-estático é o tipo mais pesquisado e desenvolvido entre propulsores elétricos. O diagrama na Figura 2 mostra os princípios de funcionamento. O propelente é injetado numa câmara e ionizado por bombardeamento de elétrons, os íons são acelerados por campo elétrico na câmara a altas velocidades. Elétrons são injetados no fluxo de saída para neutralizar os íons. Mercúrio e céσιο foram usados como propelente no passado mas, devido a altas taxas de erosão dos materiais estruturais causada por eles, xenônio é o propelente preferido atualmente. Propulsores eletro-estático já atingiram I_{sp} de 3000 a 10.000 s. A NASA já operou um motor por mais de 1,8 anos e espera-se que a vida útil seja o dobro deste valor. O sistema está em operação em diversos satélites para manutenção de órbita e atitude e como motor de propulsão na espaçonave Deep Space 1 lançada em 1998 para a cometa Borrelly [4].

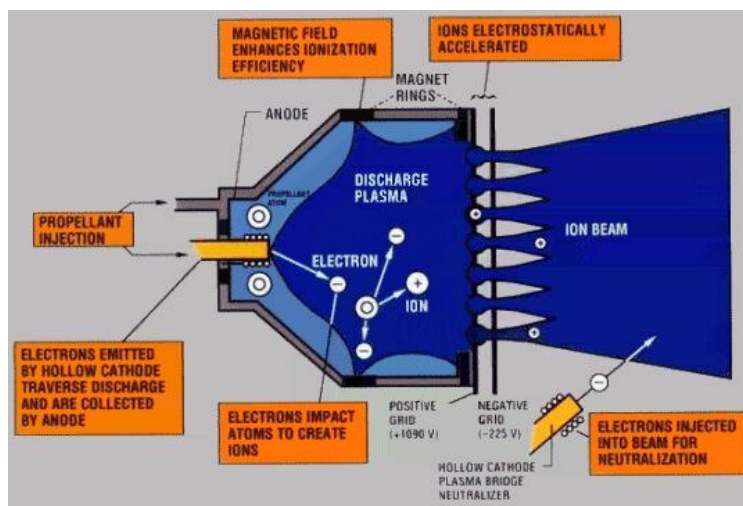


Figura 2. Estrutura e funcionamento básico de propulsor eletro-estático [5]

Como mostrado em Partes I e II, um maior impulso específico, I_{sp} , diminui a massa de propelente e é vantajoso para missões a espaço longe. Em foguetes químicos o I_{sp} é determinado por dois fatores, a massa molecular e a temperatura. A massa molecular é uma característica de combustível e não pode ser escolhido independentemente. A temperatura é determinada por materiais da parede da câmara de combustão e há limites da ordem de 3000 °C. O I_{sp} de foguetes químicos é limitado a menor que 500 s. A propulsão elétrica contorna esta limitação de duas maneiras (1) por seleção da massa molecular do propelente e (2) por tornar o I_{sp} independente da temperatura (exceto no caso de eletro-térmico). Por outro lado, altos empuxos significam a necessidade de alta energia, que pode significar um grande

sistema de geração elétrica e que tende a negar a economia da massa pelo alto impulso específico. O sistema ideal é o que consiste de uma fonte de energia compacto e de alta potência e um propulsor elétrico de alta potência e eficiência. Contudo, há uma limitação intrínseca de que o empuxo é bem pequeno comparado a foguetes químicos. Em consequência, propulsores elétricos não servem para lançamento da Terra ou da superfície de planetas. Eles estão sendo considerados para missões planetárias de longas distâncias e para envio de grandes cargas para o qual a duração de missão é de segunda importância. Um exemplo é o envio de suprimentos, combustíveis e outros equipamentos ao Marte por uma nave com propulsor elétrico em preparação a uma missão tripulada.

Nesta seção são mostrados três modelos de propulsor eletro-estático em desenvolvimento nos Estados Unidos e um outro tipo denominado VASIMR.

3.1. NSTAR [5-8]

NSTAR é o sistema de propulsão solar-elétrico usado para propulsão da nave Deep Space 1 lançado em outubro de 1998. A massa da nave é 454 kg [7]. O propulsor está mostrado na Figura 3. O nome vem de NASA Solar Electric Propulsion Technology Application Readiness. O diâmetro é 30 cm, a potência do motor é 2,5 kW, I_{sp} é 3100 s, e a vida operacional é 1,3 anos com 125 kg de propelente Xe. O empuxo é de 20 a 92 mN. Nota-se que há diferentes valores nas referências. Outros valores incluem os seguintes: o propulsor opera continuamente durante 20 meses com 81,5 kg de Xe para atingir 4,5 km/s de ΔV [7], a 7,5 m/s por dia de aceleração; a taxa de consumo do Xe é de 100 g por dia [8].



Figura 3. NSTAR [6]

3.2. NEXIS [6, 9]

Nuclear Electric Xenon Ion System é o nome de um programa de desenvolvimento, e do sistema, de propulsor elétrico maior e mais eficiente. O modelo em desenvolvimento está mostrado na Figura 4: diâmetro de ~80 cm, potência de até 25 kWe, I_{sp} de 6500–7500 segundos, eficiência de 78%, e vida operacional de 7-10 anos com mais de 1600 kg de Xe.

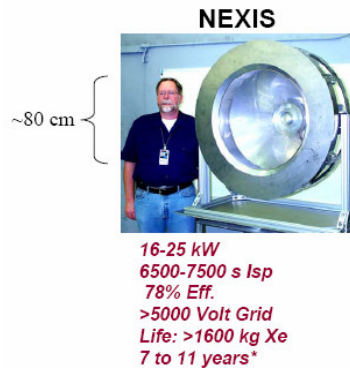


Figura 4. NEXIS [6]

3.3. HiPEP [6, 10]

High Power Electric Propulsion é outro sistema em desenvolvimento. A Figura 5 mostra um modelo e as características alvo deste sistema: potência de até 50 kWe, I_{sp} de 6000-8000 s, eficiência de 78%, e vida operacional de 7-11 anos com mais de 2000 kg de Xe. Um modelo foi testado com sucesso em 2003 com potência de até 12 kWe e I_{sp} de 6000-8000 s.

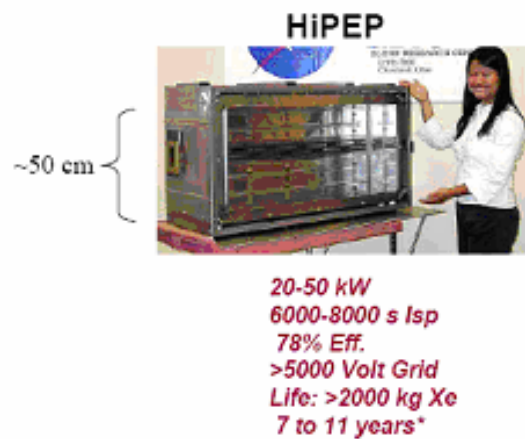


Figura 5. HiPEP [6]

4. VASIMR [11-14]

Outro propulsor elétrico muito discutido é o Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket que ainda está na fase de pesquisa. Uma característica distinta deste sistema entre propulsores elétricos é a possibilidade de ajustar o impulso específico ao modo de operação desejado com uma potencia constante: com alto empuxo e menor I_{sp} quando alta aceleração é desejada e com máximo I_{sp} em navegação constante de longa duração. A Figura 6 mostra o conceito do sistema. O funcionamento básico é o seguinte. O propelente, hidrogênio ou hélio, é injetado e ionizado na câmara de ionização (o primeiro estágio ao esquerdo da figura) a temperatura de 60.000 K, superaquecido na segunda câmara a 10 milhão de grau K por ondas de radio e ejetado através do bico magnético. Para variar o I_{sp} , as proporções de potencias distribuídas às duas câmaras são variadas. Para obter um alto empuxo, um maior massa de propelente é ionizada e ejetada com menor velocidade, com um maior consumo de energia na primeira câmara. Para atingir maior I_{sp} menor quantia de propelente é ionizada e aquecida a mais alta temperatura, com maior fração de potencia na segunda câmara. A Figura 7 mostra a relação entre velocidade de escape do plasma, taxa de consumo de propelente e empuxo para um veículo de missão ao Marte com 10 MW de potencia [15]. A Ref. [13] sumariza os méritos e principais aplicações considerados. As aplicações consideradas incluem missão tripulada ao Marte e missões ao espaço fundo. Entre os méritos citados são a gravidade artificial criada por aceleração contínua, a possibilidade de cancelamento de missão e retorno e a possibilidade de suprimento *in situ* do propelente hidrogênio.

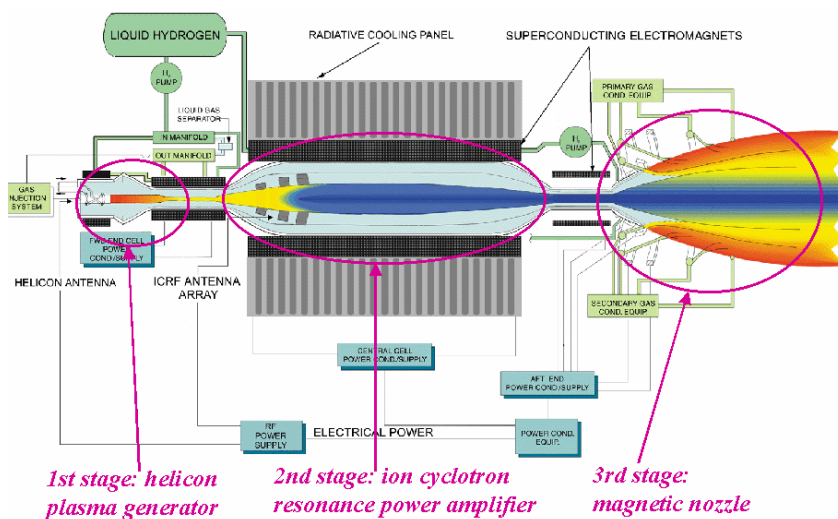


Figura 6. VASIMR – Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket [11]

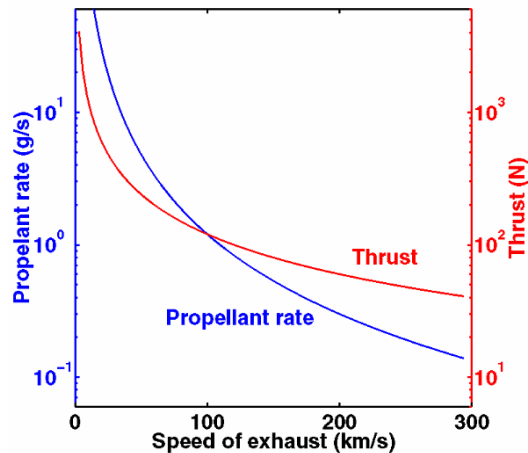


Figura 7. Relação entre a velocidade de escape do plasma, taxa de consumo do propelente e empuxo de VASIMR de um veículo de missão ao Marte com 10 MW de potência [15]

Referências

1. Polk, J., An overview of the Nexis ion thruster development program, < <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/38251/1/04-0452.pdf> >
2. Ion thruster, <http://en.wikipedia.org/wiki/Ion_propulsion>.
3. Shepherd, D. G., Aerospace Propulsion, American Elsevier Publishing Company, New York, 1972.
4. Powell, J., et al, MITEE: A compact near term NTP engine for new and unique robotic and manned exploration missions, SNC 2005, San Diego, June 5-9, 2005, paper 1148.
5. The ion engine, <<http://www.thespace.com/space/future/electric.php>>.
6. Project Prometheus,
<http://www.iync.org/archive/iync2004/presentation/track_c/c3/brian_kremer.pdf>
7. NSTAR ion engine, <<http://www.boeing.com/defense-space/space/bss/factsheets/xips/nstar/ionengine.html>>.
8. Deep Space-1 sets record with ion propulsion,
<http://www.space.com/scienceastronomy/solarsystem/deepspace_propulsion_000816.html>.
9. Polk, J., An overview of the Nexis ion thruster development program, < <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/38251/1/04-0452.pdf> >
10. NASA successfully tests ion engine, <<http://www.spacedaily.com/news/nuclearspace-03q.html>>.

11. Engine list, <<http://www.zamandayolculuk.com/cetinbal/nukleermotorlar.htm>>.
12. VASIMIR, <<http://www.engin.swarthmore.edu/~tcronin1/VASIMR.htm>>.
13. Variable-specific-impulse magnetoplasma rocket,
<<http://www.nasatech.com/Briefs/Sep01/MS23041.html>>.
14. Propulsion systems of the future,
<http://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspace/future_propulsion.html>.
15. Variable specific impulse magnetoplasma rocket,
<<http://spaceflight.nasa.gov/shuttle/support/researching/aspl/vasimr.html>>.