Proceedings of the 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering -- ENCIT 2004
Braz. Soc. of Mechanical Sciences and Engineering -- ABCM, Rio de Janeiro, Brazil, Nov. 29 -- Dec. 03, 2004

Paper CIT04-0065

PROPULSORES DE PLASMA PULSADO: CONFIGURAÇÕES, HISTÓRICO E ESTUDO DA VARIAÇÃO DE MASSA

Rodrigo Intini Marques
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão, INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Rodovia Presidente Dutra, km 40, Cachoeira Paulista – SP, 12630-000, Brasil
e-mail: intini@lcp.inpe.br

Fernando de Souza Costa
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão, INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Rodovia Presidente Dutra, km 40, Cachoeira Paulista – SP, 12630-000, Brasil
e-mail: fernando@lcp.inpe.br

Resumo. *Os propulsores de plasma pulsado (PPT – Pulsed Plasma Thrusters) são propulsores elétricos que podem ser utilizados em satélites, sondas espaciais e outros veículos para manutenção de órbita, transferência orbital, compensação de arrasto, vôo em formação e controle de atitude. Os PPTs permitem a realização de manobras muito precisas, simplicidade construtiva, confiabilidade, custo baixo e apresentam grande vida útil. A produção do empuxo no PPT baseia-se em uma descarga de alta tensão aplicada à superfície de um propelente sólido, em geral, Teflon® (PTFE – Politetrafluoretileno), causando sua vaporização, dissociação e ionização. O plasma assim formado é acelerado pela força de Lorentz (F=J×B) resultante do acoplamento da corrente elétrica e do campo magnético auto-induzido. Uma parcela do propelente não ionizado é acelerado por expansão térmica. Neste trabalho é apresentada uma breve revisão bibliográfica, são descritas algumas configurações existentes e são apresentados resultados da variação de massa de protótipos de PPT desenvolvidos e testados no LCP/INPE.*

Palavras chave: propulsão avançada, propulsor de plasma, PPT, satélite, sonda espacial

1. Introdução

A propulsão elétrica utiliza energia elétrica como fonte de energia para acelerar o propelente e produzir empuxo, diferentemente da propulsão química, que utiliza a energia química dos propelentes para produzir empuxo, através da transformação da entalpia de estagnação dos propelentes em energia cinética de exaustão.

Pode-se dividir a propulsão elétrica em três tipos, dependendo dos mecanismos principais que realizam a aceleração do propelente: eletrotémico, eletrostático e eletromagnético (Jahn, 1968). Exemplos destes dispositivos são: resistojato, propulsor iônico e propulsor de plasma pulsado (PPT – Pulsed Plasma Thruster), respectivamente. Cabe notar que alguns dispositivos podem apresentar combinações de mecanismos de aceleração, entretanto, a escolha de uma determinada categoria advém da predominância de um mecanismo sobre o outro. O PPT, por exemplo, tem seu empuxo oriundo de mecanismos eletromagnéticos e eletrotérmicos, com predominância do eletromagnético (Thomassen e Tong, 1972).

Devido à sua relativa simplicidade e a outras características descritas na seção 4, o PPT foi o primeiro propulsor elétrico a ser utilizado no espaço, na sonda interplanetária soviética Zond 2 em 1964. Os propulsores de hidrazina com pós-aquecimento, arcojato, iônico e Hall tiveram seu desenvolvimento muitos anos mais tarde. (Burton e Turchi, 1998).

Os propulsores de plasma pulsados são propulsores elétricos que permitem manobras muito precisas e apresentam vantagens como simplicidade construtiva, boa confiabilidade, baixo custo e grande vida útil. Podem ser utilizados em satélites, sondas espaciais e outros veículos para manutenção de órbita (Guman e Nathanson, 1970 ; Vondra e Thomassen, 1973 ; Vondra, 1976 ; LaRocca, 1970), transferência orbital (Akimov et al, 1997), compensação de arrasto e vôo em formação (formation flying) (Ebert et al, 1989; Janson, 1993) e controle de atitude (Meckel et al, 1997 ; Cassady, 1996).

A produção de empuxo no PPT baseia-se em uma descarga de alta tensão, proveniente de um capacitor, aplicada à superfície de um propelente sólido, em geral o Teflon (PTFE, Politetrafluoretileno), causando sua vaporização, dissociação e ionização. O plasma assim formado é acelerado pela força de Lorentz (F=J×B). Esta força eletromagnética resulta do acoplamento da corrente elétrica da descarga e do campo magnético auto-induzido (Burton e Turchi, 1998). Uma parcela do propelente sublimado não é ionizada, sendo acelerada por expansão térmica (Vondra et al., 1970).

Neste trabalho é apresentada uma breve revisão bibliográfica dos PPTs, são descritas algumas de suas configurações e são mostrados resultados obtidos com PPTs desenvolvidos no INPE/LCP (Marques e Costa, 2003; Marques, 2004).

2. Breve Revisão Bibliográfica dos PPTs

Os PPTs passaram por um estágio de pesquisa e desenvolvimento intenso entre 1964 e 1982 (Meyer et al., 1994). Entre 1982 e 1999 o seu desenvolvimento foi desacelerado, principalmente porque em meados de 1980 tornou-se mais comum o uso de satélites de grande porte que necessitam de impulsos maiores (> mN) para a correção de atitude e de órbita. Para que o PPT fosse efetivo nestes casos, a potência elétrica requerida para o sistema propulsivo seria proibitiva para as fontes de alimentação elétrica existentes, a fim de fornecer os impulsos requeridos. Atualmente, tendo em vista a crescente necessidade de redução de custos e o desenvolvimento da microeletrônica busca-se a utilização de constelações de veículos ou de satélites menores com funções redundantes e/ou distribuídas com aplicações em imageamento/interferometria e comunicação. Este tipo de configuração permite que estes veículos sejam colocados em órbita como cargas secundárias ou utilizando lançadores de menor porte. A implementação desta modalidade exige a redução da massa de todos os seus subsistemas, inclusive do sistema propulsivo. A simplicidade do PPT e a sua massa reduzida trouxeram um novo interesse em seu desenvolvimento. O emprego do PPT nestes casos apresenta vantagens adicionais uma vez que a característica do PPT em fornecer pequenos impulsos (~μNs) permite um posicionamento extremamente preciso destes veículos de massa reduzida. Um exemplo da utilização de PPTs para aplicações em constelações de satélites é a missão TechSat 21 da USAF (United States Air Force), onde três satélites em vôo de formação utilizarão PPTs (Spores e Birkan, 1999).

Após o período de relativa estagnação no seu desenvolvimento (1982-1999), o PPT foi novamente utilizado no satélite EO-1 da NASA, lançado em 21 de novembro de 2000. O objetivo desta missão era o de demonstrar tecnologias avançadas, inclusive o PPT. Este PPT estava programado para operar próximo ao fim da missão, em 2002 e sua operação foi considerada extremamente satisfatória (Zakrzwski et al., 2002).

Desde 1982 até hoje, vários estudos foram feitos sobre propulsores de plasma pulsados, mesmo no período entre 1982 e 1999. A seguir apresenta-se uma breve descrição de alguns destes trabalhos.

Burton e Jahn (1968) estudaram a aceleração de plasmas por correntes elétricas. Guman e Peko (1968) apresentaram um estudo sobre a qualificação de PPTs para aplicação espacial. Guman e Nathanson (1970) descreveram o projeto, construção e qualificação de um sistema de PPTs para o satélite de geosíncrono LES-6. Vondra, Thomassen e Solbes (1971) desenvolveram um modelo do circuito elétrico do PPT utilizado no satélite LES-6. Thomassen e Vondra (1972) realizaram pesquisas experimentais acerca das velocidades de exaustão em PPTs. Vondra e Thomassen (1972) descreveram estudos sobre PPTs com energias de pulso de 2J e 20J com diferentes sistemas de alimentação e fizeram análises sobre a ruptura da rigidez dielétrica. Solbes e Vondra (1973) estudaram o desempenho de PPTs de eletrodos paralelos com a variação de parâmetros elétricos (capacitância, indutância e resistência). Guman e Williams (1973) apresentaram um estudo sobre um PPT para aplicação em satélites meteorológicos geossíncronos. Vondra e Thomassen (1974) realizaram testes de qualificação e a descrição de componentes elétricos do PPT desenvolvido para o satélite LES 8/9. Palumbo e Guman (1976) estudaram o desempenho de PPTs com variações na geometria dos eletrodos e do propelente. Andrenucci et al. (1979) desenvolveram um modelo simplificado para o projeto de propulsores magnetoplasmadinâmicos de propelente sólido. Turchi (1983) descreveu uma estratégia de desenvolvimento de propulsão elétrica utilizando PPTs. Ruchti e Niemeyer (1986) mostraram um estudo experimental sobre ablação de Teflon com descargas elétricas. Rudikov et al. (1995) descreveram um PPT para um satélite geoestacionário. Spanjers et al. (1998) pesquisaram o efeito da temperatura do propelente na eficiência de PPTs. Burton e Turchi (1998) apresentaram uma revisão bastante completa do desenvolvimento e aplicação de PPTs ao longo de 35 anos. Gulczinski III et al. (2000) descreveram o micro-PPT para satélites de até 25 kg (microsatélites). Markusic et al. (2000) apresentaram uma nova geometria para PPTs, chamada Z-pinch. Keidar et al. (2001) mostraram um estudo sobre a interação de macropartículas com o plasma do PPT. Reichbach et al. (2001) estudaram diversos sistemas de propulsão avançada para satélites e apresentaram uma comparação entre o PPT e outros propulsores para aplicação em satélites redundantes (flying formation satelites). Keidar et al. (2001) também apresentaram estudos sobre a carbonização do propelente (Teflon) e a pluma de PPTs. Keidar et. al. (2001) desenvolveu ainda um modelo de ablação do Teflon por descargas elétricas controladas. Keidar et al. (2003) apresentaram um modelo matemático de um PPT para prever a impulsão, a taxa de ablação e a temperatura do propelente. Marques e Costa (2003) fizeram um desenvolvimento inicial de um micro-PPT.

3. Algumas Configurações de PPTs Existentes

A seguir apresentam-se algumas configurações de PPTs existentes.

A configuração 1, mostrada na Fig. 1, utiliza eletrodos planos retangulares e o propelente tem a forma de paralelepípedo. Esta configuração utiliza uma mola para alimentar o propelente e uma vela de ignição para gerar elétrons que servem como caminho de corrente inicial para permitir a ocorrência da descarga principal entre os eletrodos.

A configuração 2, mostrada na Fig. 2, utiliza a mesma geometria de propelente da configuração 1, porém, diferentemente da configuração 1, o propelente não é alimentado por uma mola. Esta configuração tem a vantagem de não utilizar partes móveis. Entretanto, a distância da superfície do propelente até a vela de ignição varia durante a vida útil propulsada deste PPT podendo ocasionar variações no valor do impulso (Burton e Turchi, 1998).

A configuração 3, mostrada na Fig. 3, é coaxial e a forma da superfície de propelente exposta é cônica, o anodo é um anel e o catodo um cilindro. Em todos os PPTs que utilizam uma vela de ignição, esta é montada junto ao catodo. Na versão coaxial o catodo pode ser tanto o eletrodo central quanto o eletrodo externo. O eletrodo externo é normalmente de pequena espessura.

A configuração 4, mostrada na Fig. 4, consiste em uma variação da configuração coaxial, denominada micro-PPT, em que não se faz necessária a utilização da vela de ignição e o processo de descarga elétrica é iniciado por sobretensão e subseqüente rompimento da rigidez dielétrica do propelente. Esta configuração foi desenvolvida a fim de minimizar o tamanho do PPT e adequá-lo à utilização em microsatélites e nanosatélites (Gulczinski III et al., 2000).

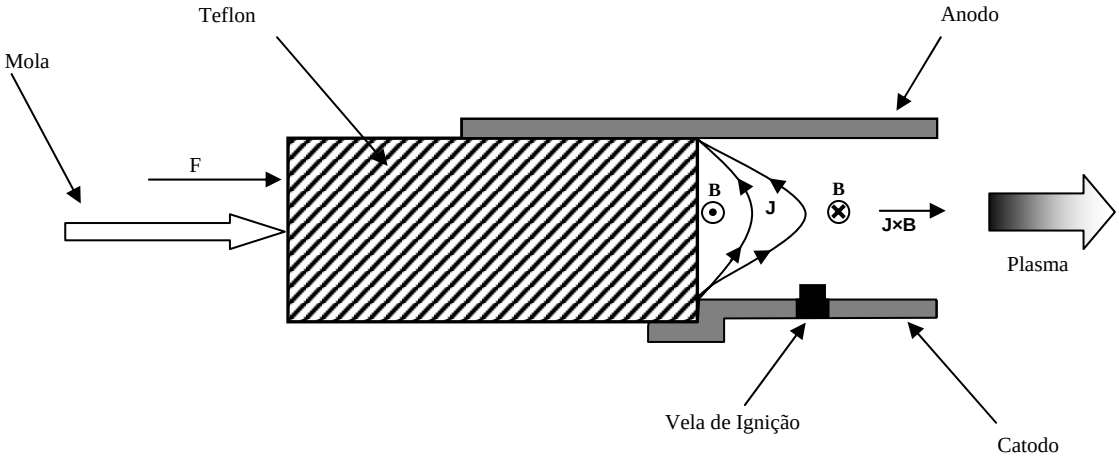


Figura 1. Configuração 1.

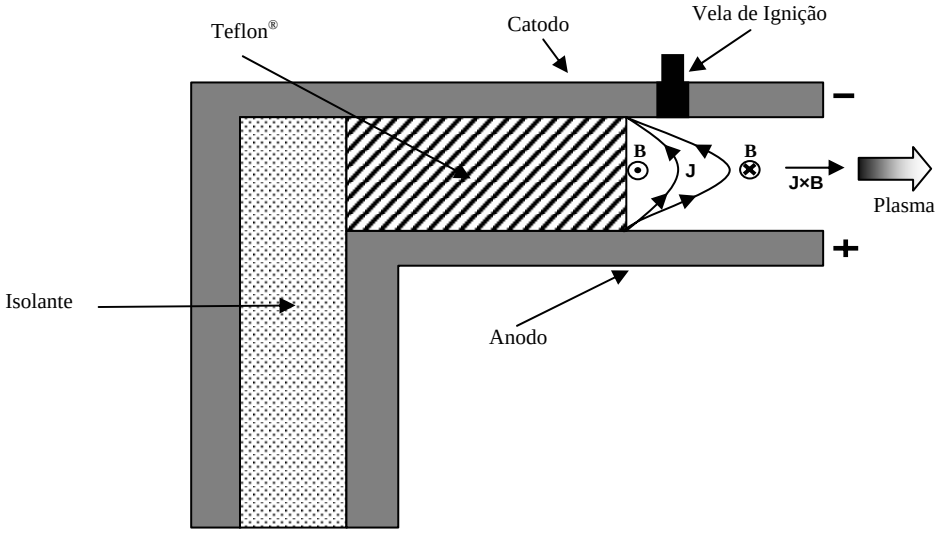


Figura 2. Configuração 2.

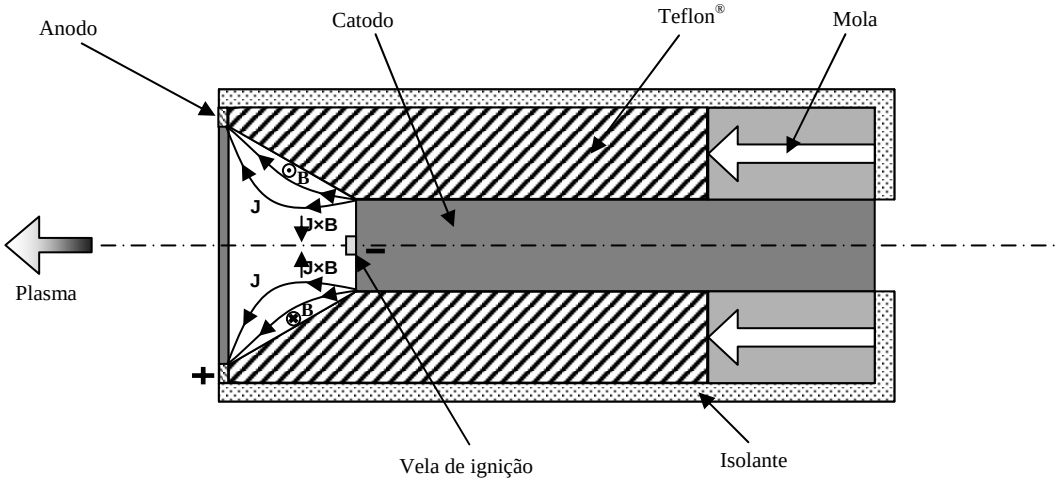


Figura 3. Configuração 3.

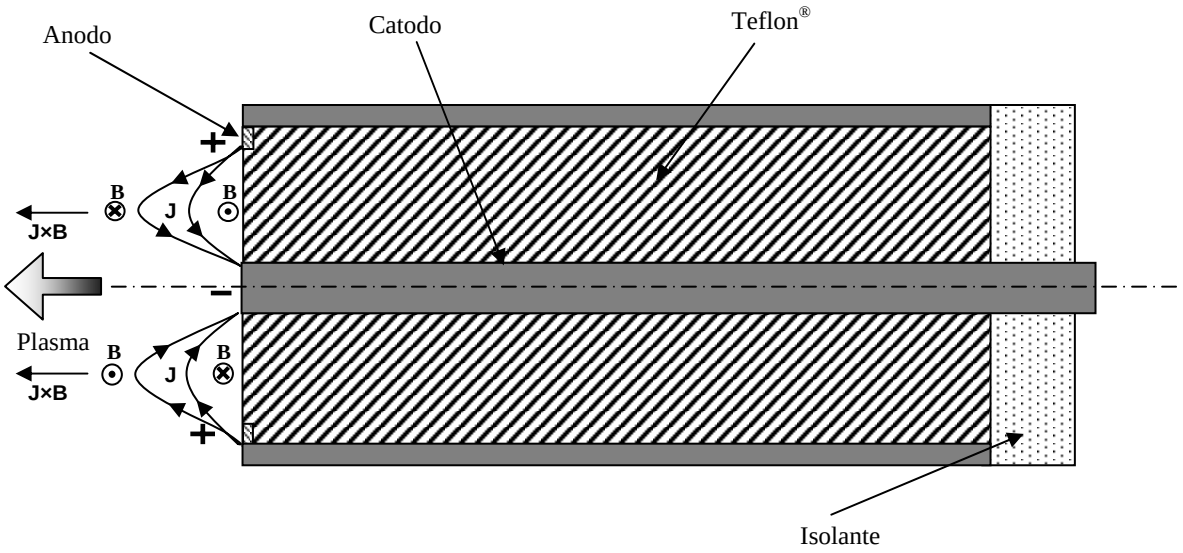


Figura 4. Configuração 4.

A configuração 5, mostrada na Fig. 5, conhecida como Z-Pinch, tem geometria cilíndrica e foi adaptada do modelo alimentado por gás numa tentativa de aumentar a razão entre o empuxo e a energia aplicada e também a redução de massa do propulsor (Markusic et al., 2000).

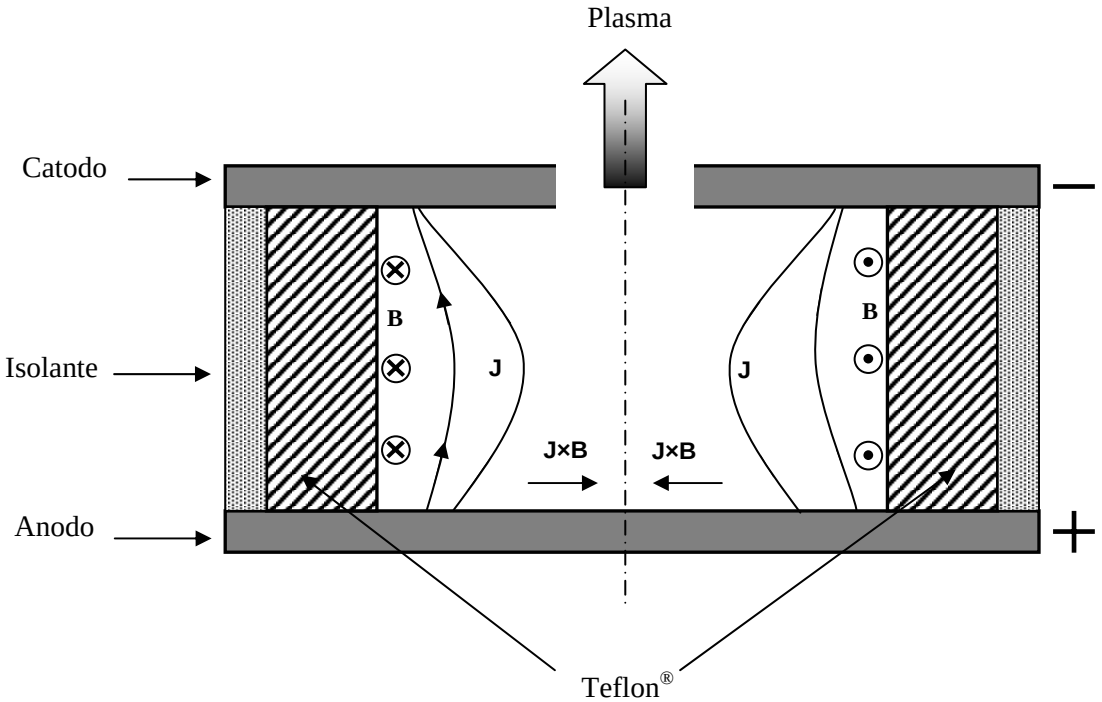


Figura 5. Configuração 5.

Deve-se observar que existem variantes mais sofisticadas da configuração 1, por exemplo: a) duas barras retangulares alimentadas por molas em direção aos eletrodos e b) várias barras radiais alimentadas na direção dos eletrodos.

4. Vantagens do uso do PPT

O PPT apresenta diversas vantagens em relação a outros propulsores. Palumbo e Guman (1972) apontaram as seguintes vantagens na utilização dos PPTs:

1) Tempo de aquecimento zero. Não consome energia em modo de espera (standby).

2) Inerte e pouco propenso à falhas – sem forças ou torques quando fora de operação.

3) Pode ser desenvolvido de maneira a atender diversas necessidades de desempenho, levando-se sempre em conta as limitações da massa da fonte de alimentação.

4) Utilizável em satélites estabilizados com rotação ou estabilizados nos três eixos.

5) Utilizando como propelente o Teflon, apresenta as vantagens de: ausência de tanques, linhas de alimentação, lacres, válvulas mecânicas, facilidade de calcular consumo do propelente, operação em gravidade zero, compatibilidade com temperaturas criogênicas e com o vácuo, não corrosivo, não tóxico (quando considerado na fase sólida), armazenável por longos períodos de tempo, não é afetado por mudanças rápidas de temperatura nem por grandes acelerações.

6) Impulsão discreta compatível com lógica digital (grande repetibilidade, possibilidade de acionamento do propulsor através de um pulso TTL – transistor-transistor-logic - digital).

7) Nível de empuxo variável (através de variações na freqüência e na energia da descarga).

8) Desempenho compatível com controle de atitude e manutenção de órbita.

9) Operação em uma grande faixa de temperaturas ambientais.

10) Maior capacidade de controle do vetor empuxo, devido a possibilidade de variar o empuxo de forma bastante precisa.

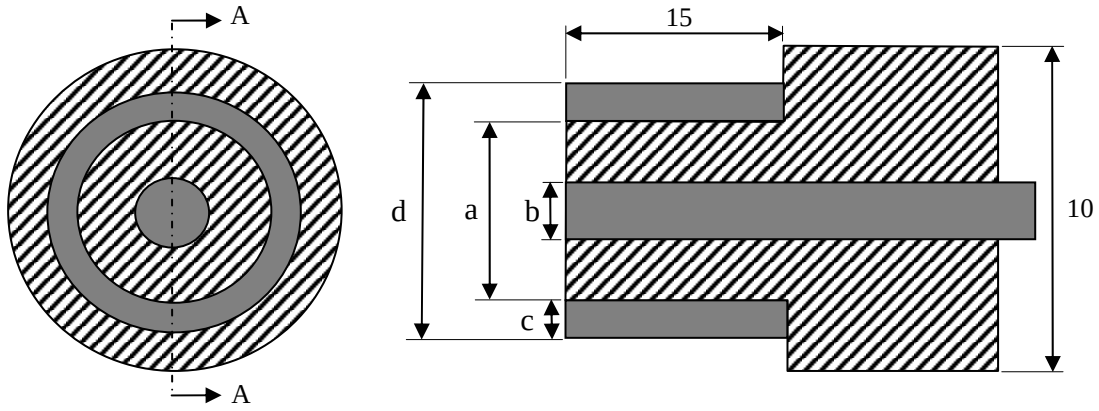
O PPT é capaz de fornecer impulsos bastante pequenos (~ (Ns), permitindo um ajuste preciso de atitude e posicionamento, o que é particularmente importante para a implementação das constelações de satélites atualmente em estudos (Reichbach et al., 2001). Todas estas vantagens explicam porque o PPT foi o primeiro propulsor elétrico usado em veículos espaciais e também porque ele continua a ser desenvolvido e utilizado.

5. Estudo de Caso de um PPT

Nesta seção apresenta-se um estudo de caso baseado em três protótipos desenvolvidos no INPE/LCP (Marques e Costa, 2003 ; Marques, 2004) analisando a variação de massa de um PPT.

5.1. Configuração do Protótipo Analisado

O PPT utilizado neste estudo de caso tinha geometria coaxial tipo micro-PPT, (configuração 4 da seção 3) os eletrodos eram de cobre e utilizava Teflon (PTFE) como propelente. Um capacitor de 4,7 mF carregado com 73 V era descarregado no primário de um autotransformador elevador (1:150), em seu secundário um pulso de tensão de aproximadamente 10 kV era obtido e aplicado ao propelente. Foram testadas três câmaras de descarga com diferentes áreas de propelente expostas entre os eletrodos. Um diagrama esquemático das câmaras de descarga pode ser visto na Fig. 6.



Câmara	**a** (mm)	**b** (mm)	**c** (mm)	**d** (mm)
Câmara 1	14,0	2,65	0,50	15,0
Câmara 2	3,60	1,00	3,00	9,60
Câmara 3	3,35	2,65	0,50	4,35

Figura 6. Diagrama esquemático da câmara de descarga analisada neste estudo de caso.

5.2. Metodologia dos Testes

Os testes de variação de massa foram feitos medindo-se a massa inicial e final das câmaras de descarga após um certo tempo de operação do PPT em vácuo (8×10^{-3} Torr) a 1 Hz e a energia de descarga em cada pulso era de 12,5 J.

A variação de massa de propelente constitui uma medida extremamente significativa na análise dos PPTs. A quase totalidade dos estudos sobre PPTs a tem como um dos parâmetros principais (Burton e Turchi, 1998). Com este parâmetro, aliado a aspectos ópticos observáveis, é possível inferir qualitativamente sobre a eficiência do sistema, o tempo de vida útil, a corrosão de eletrodos e a uniformidade de ablação na superfície do propelente.

5.3. Parâmetros dos Testes e Resultados de Variação de Massa

A Tabela 1 mostra os parâmetros dos testes realizados com os protótipos de laboratório. Neste estudo, o parâmetro de configuração mais significativo é a energia aplicada por área de propelente e o parâmetro de desempenho mais útil é a quantidade de propelente consumida por energia aplicada.

Tabela 1. Resumo dos parâmetros dos testes realizados com os PPT de laboratório.

			Câmara 1	**Câmara 2**	**Câmara 3**
Parâmetros do Teste	Capacitância do Banco de Capacitores (F)		4,70E-03	4,70E-03	4,70E-03
	Tensão no Banco de Capacitores (Volt)		73	73	73
	Massa da câmara antes do teste (g)		67,3355	5,99092	3,94783
	Massa da câmara depois do teste (g)		67,3342	5,98649	3,93797
	Tempo de Operação	Horas (h)	92	29	09
		Minutos (min)	48	07	10
	Freqüência de Operação (Hz)		1	1	1
	Diâmetro do eletrodo interno (mm)		2,65	1	2,65
	Diâmetro do propelente (mm)		14	3,6	3,35
Valores Calculados	**Área do propelente exposta (mm^2)**		148,42	9,39	3,30
	Energia Pulso / Área propelente (J/mm^2)		0,0844	1,3332	3,7964
	Tempo do teste em segundos		334080	104820	33000
	Total de Pulsos no Teste		334080	104820	33000
	Consumo Total de Massa (g)		1,30E-03	4,43E-03	9,86E-03
	Consumo de Massa por pulso (g)		3,89E-09	4,23E-08	2,99E-07
	Energia do Pulso (J)		12,52	12,52	12,52
	Energia Total Fornecida (J)		4,18E+06	1,31E+06	4,13E+05
	Massa removida por Joule (g/J)		3,11E-10	3,37E-09	2,39E-08
Resumo	**Consumo Total de Massa (mg)**		1,3	4,43	9,86
	Consumo de Massa por pulso (µg)		0,00389	0,0423	0,299
	Massa Consumida / Energia (µg/J)		0,00031	0,00337	0,0238

Observando a Tab. 1 pode-se ver que o aumento da quantidade de energia aplicada por área de propelente produz um aumento no consumo de massa por unidade de energia, mantendo-se constante o valor da energia aplicada. Este resultado era esperado e concorda com os resultados obtidos em outras pesquisas com PPTs (Burton e Turchi, 1998).

5.4. Aspecto das Câmaras de Descarga Antes e Depois dos Testes

Após os testes as câmaras de descarga apresentaram características que permitiam observar a carbonização da superfície do propelente, uma condição que não é desejada. Esta carbonização é fruto da dissociação incompleta do Teflon devido a aplicação de uma quantidade de energia insuficiente na superfície do propelente, inferior à entalpia de sublimação $h_v = 2\times10^6$ J/kg. Os valores de energia específicos empregados em PPT's, a partir dos dados da Tabela 2, situam-se entre 208×10^6 e 400×10^6 J/kg, porém somente uma pequena fração da energia é utilizada para a sublimação do Teflon. Em termos de área superficial, a densidade de energia utilizada em PPT's situa-se entre 0,68 e 11,08 J/mm^2, conforme a Tabela 2. Nas duas últimas câmaras de descarga testadas as densidades de energia por unidade de área estavam acima do valor mínimo, 0,68 J/mm^2. Entretanto, deve-se notar que se a pressão ambiente for alta, apenas uma fração muito pequena da corrente elétrica fluirá pela superfície, reduzindo a taxa de sublimação do propelente e

ocasionando a carbonização da superfície. Isto pode explicar a baixa eficiência e a carbonização observadas nos testes realizados, uma vez que a pressão mínima obtida na câmara do LCP/INPE foi de 8×10^{-3} Torr, enquanto testes com PPTs realizados em outros laboratórios normalmente utilizam pressões ambientes menores que 2×10^{-6} Torr (Vondra et al., 1971).

A Figura 7 mostra o aspecto das câmaras de descarga antes e depois dos testes.

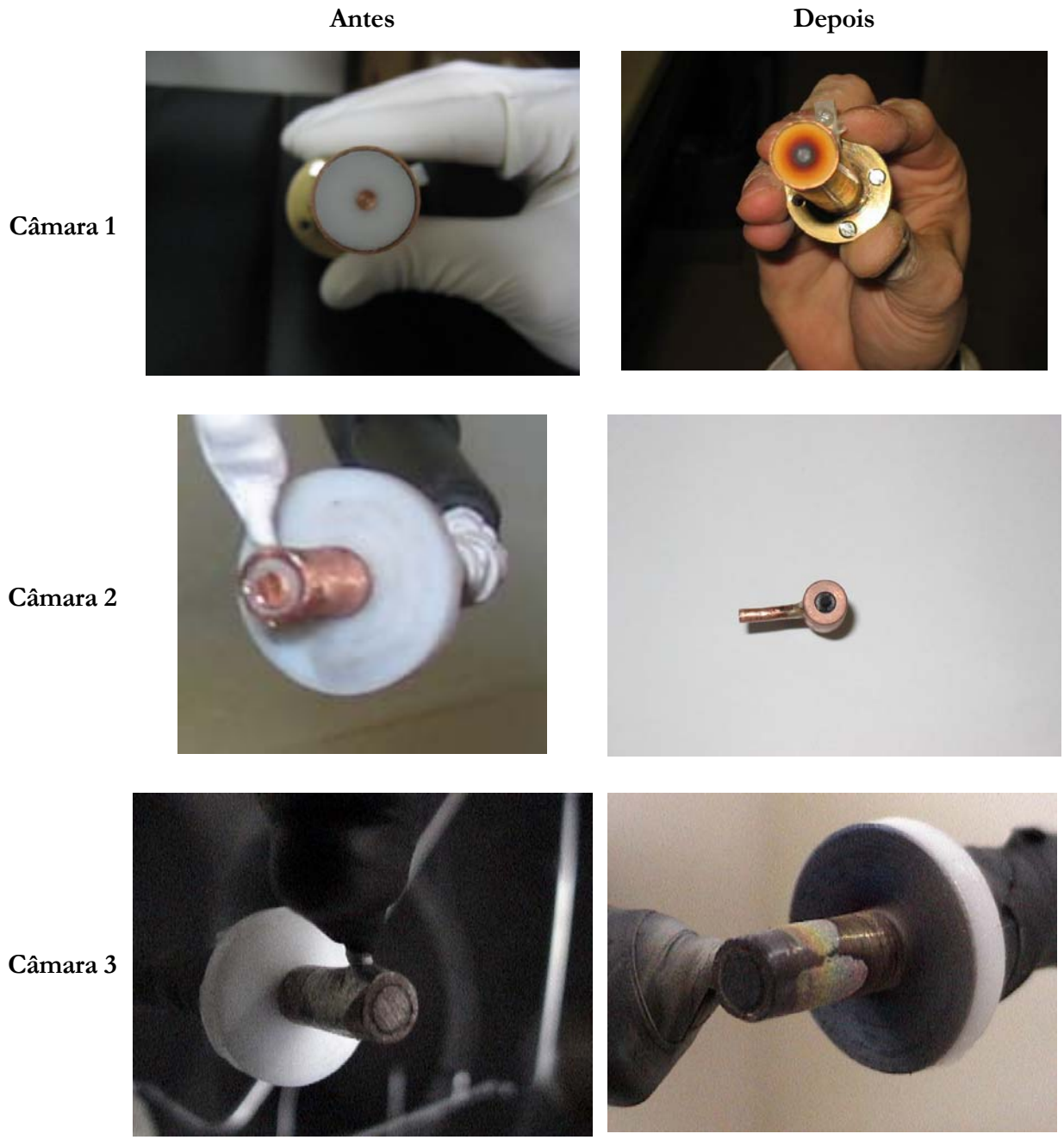


Figura 7. Aspecto das câmaras de descarga antes e depois dos testes.

5.5. Relação entre a Energia Aplicada e a Variação de Massa. Comparação com outros PPTs.

A Figura 8 mostra a relação entre a energia aplicada e a variação de massa medida nos testes, indicando que a variação de massa é diretamente proporcional à energia aplicada por área de propelente.

A Tabela 2 mostra valores de variação de massa por energia aplicada para vários PPTs desenvolvidos em outros laboratórios.

Os impulsos dos propulsores não puderam ser medidos devido à ausência de sensores apropriados para estas medidas no LCP/INPE. O impulso é determinado a partir da medida das velocidades de ejeção das partículas e do consumo de massa ou a partir da medida dos empuxos obtidos.

Uma breve comparação entre os protótipos testados e aqueles mostrados na Tab. 2 mostra que os valores obtidos de variação de massa por energia aplicada são significativamente menores. A razão para isto foi discutida na seção 5.4.

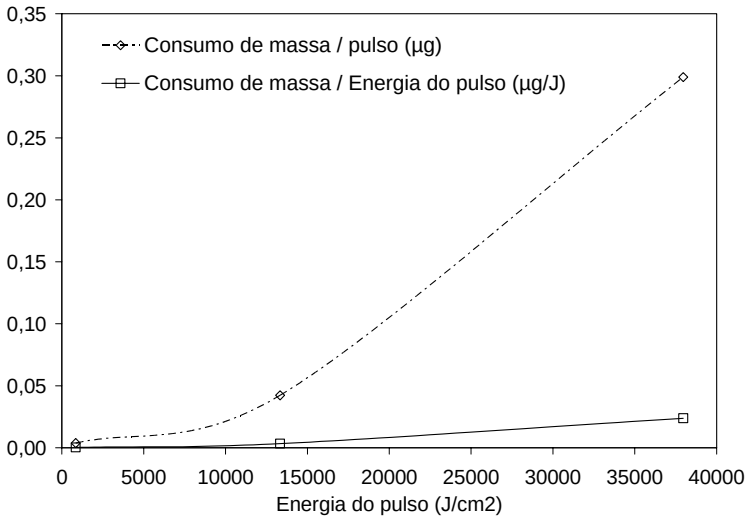


Figura 8. Consumo de massa por pulso em um protótipo de PPT.

Tabela 2. Características de alguns PPTs desenvolvidos em outros laboratórios.

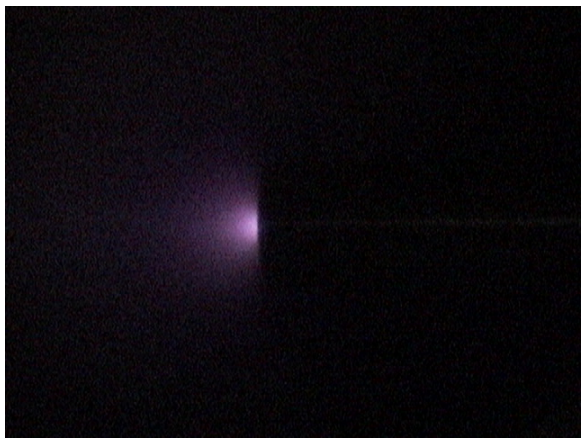
Propulsor	$E_0(J)$	$I_{sp}(s)$	$I_{bit}(\mu Ns)$	$\frac{I_{bit}}{E_0}\left(\frac{\mu Ns}{J}\right)$	$\frac{\Delta m}{E_0}\left(\frac{\mu g}{J}\right)$	$\frac{\Delta m}{área}\left(\frac{\mu g}{cm^2}\right)$	$\frac{E_0}{área}\left(\frac{J}{cm^2}\right)$	Δm (g)	área (cm^2)
LES-6	1,85	300	26	14	4,8	3,3	0,687	8,88	2,69
SMS	8,4	450	133	15	3,4	3,9	1,15	28,6	7,32
LES-8/9	20	1000	297	15	1,5	4,8	3,20	30	6,25
TIP-II (NOVA)	20	850	375	19	2,3	5,7	2,47	46	8,07
MIT Lab	20	600	454	23	2,8	4,3	1,53	56	13,0
MIPD-3	100	1130	2250	23	2,0	4,3	2,15	200	46,5
Millipound	750	1210	22300	30	2,5	27,7	11,08	1875	67,7
Primex (NASA)	43	1136	737	17	1,5	2,6	1,73	64,5	24,8
IL PPT-3 Lab	7,5	600	450	60	10,0	36,0	3,60	75	2,08
Japan Lab	30,4	423	469	15	3,7	6,4	1,73	112	17,6
China Lab	23,9	990	448	19	1,9	5,3	2,79	45,4	8,57

E_0 é a energia do pulso, I_{sp} é o impulso específico, I_{bit} é o impulso de um pulso, Δm é a massa ejetada por pulso e a área refere-se à área de propelente exposta entre os eletrodos.

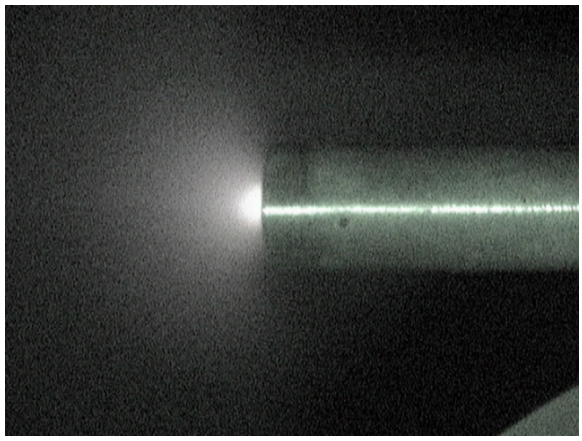
5.6. Plumas dos Propulsores

A fim de realizar uma análise inicial do aspecto da pluma do PPT em função da energia aplicada por área de propelente, mostram-se, na Fig. 9, as imagens das plumas nos três casos estudados.

a)



b)



c)

Figura 9. Plumas da (a) primeira, (b) segunda e (c) terceira câmaras de descarga.

6. Conclusões

Foi apresentada uma breve revisão bibliográfica, foram descritas algumas configurações existentes de PPT's e foram apresentados resultados da variação de massa de protótipos de PPT desenvolvidos e testados no LCP/INPE.

As perdas de massa observadas nos testes aumentaram com o incremento da energia aplicada por área do propelente, acompanhando a tendência dos dados da literatura. No entanto, os valores absolutos de consumo de massa ficaram abaixo dos obtidos em outros PPT's, devido às altas pressões utilizadas na câmara de vácuo durante os testes, comparadas àquelas utilizadas por outros pesquisadores e às perdas de energia no autotransformador. Novos testes serão realizados em pressões menores para a obtenção de maiores perdas de massa por unidade de energia aplicada.

7. Agradecimentos

Os autores agradecem à CAPES pela concessão de uma bolsa de mestrado para a realização de parte desta pesquisa e à FAPESP pela concessão de uma bolsa de desenvolvimento tecnológico ao primeiro autor e pela concessão de recursos para a continuidade desta pesquisa. Os autores agradecem também à empresa Magnetron por fornecer amostras do autotransformador utilizado nos protótipos do PPT.

8. Referências

Andrenucci, M., Lensi, R., Naso, V. and Melli, R., "Design of Solid-Propellant MPD Thrusters", Princeton/AIAA/DGLR 14th International Electric Propulsion Conference, Princeton, N.J., October, 1979.

Antropov, N.N., Krivonosov, I.G., Popov, G.A., and Rudikov, A.I., 1996, "PPT Model Experimental Refinement", AIAA Paper 96-2728.

Boyd, I.D, Keidar, M., McKeon, W., 2000, "Modeling of a Pulsed Plasma Thruster from Plasma Generation to Plume Far Field." Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.37, No.3, pp.399-407.

Brill, Y., Eisner, A., and Osborn, L., 1982, "The Flight Application of a Pulsed Plasma Microthruster: The Nova Satellite", AIAA Paper 82-1956.

Burton, R.L., Jahn, R.G., 1968, "Acceleration of Plasma by a Propagating Current Sheet", The Physics of Fluids, Vol. 11, No. 6.

Burton, R.L., Bushman, S.S., and Antonsed, E.L., 1998, "Arc Measurements and Performance Characteristics of a Coaxial Pulsed Plasma Thruster", AIAA Paper 98-3660.

Burton, R.L., Wilson, M.J., and Bushman, S.S., 1998, "Energy Balance and Efficiency of the Pulsed Plasma Thruster", AIAA Paper 98-3808.

Burton, R.L., Goldstein, S.A., Hilko, B.K., Tidman, D.A., and Winsar, N.K., 1984, "Investigation of a Pulsed Electrothermal Thruster System", NASA CR-174768.

Burton, R.L. and Turchi, R.J., 1998, "Pulsed Plasma Thruster", Journal of Propulsion and Power, Vol.14, No.5, Septempber-October.

Costa, F. de Souza and Carvalho Jr., J. Andrade, 1998, "Simplified Approach to Performance Evaluation of Nuclear and Electrical Propulsion Systems." Journal of Propulsion and Power Vol.14, No.4, pp. 525-529.

Ebert, W.L., Kowal, S.J., and Sloan, R.F., 1989, "Operational Nova Spacecraft Teflon Pulsed Plasma Thruster System", AIAA Paper 89-2497.

Gatsonis, N.A., Eckman, R. and Yin, X., Pencil E.J., Myers, R.M., 2001, "Experimental Investigations and Numerical Modeling of Pulsed Plasma Thruster Plumes." Journal of Spacecraft and Rockets Vol.38., No.3., pp.454-464.

Gulczinski III, F.S., Dulligan, M.J., Lake, J.P., Spanjers, G.G., 2000, "Micro-propulsion Research at AFRL" 38th Joint Propulsion Conference, AIAA 2000-3255.

Guman, W.J.,and Williams, T.E., 1973, "Pulsed Plasma Microthruster for Synchronous Meteorological Satellite (SMS)", AIAA Paper 73-1066.

Guman, W.J,and Peko, P.E., 1968, "Solid-Propellant Pulsed Plasma Microthruster Studies", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.6, No.6, 1968, pp.732,733; also AIAA Paper 68-65.

Guman, W.J. and Nathanson, D.M., 1970, "Pulsed Plasma Microthruster Propulsion System for Syncronous Orbit Satellite", Journal of Spacecraft, Vol. 7, No. 4.

Guman W.J., Vondra, R.J., and Thomanssen, K., 1970, "Pulsed Plasma Propulsion System Studies", AIAA Paper 70-1148.

Guman, W.J, 1975, "Designing Solid Propellant Pulsed Plasma Thrusters", AIAA Paper 75-410.

Haag, T.W., 1995, "PPT Thrust Stand", 1995, AIAA Paper 95-2917, July 1995; also NASA TM 107066.

Hirata, M., and Murakami, H., 1982, "Impulse Measurements of a Pulsed-Plasma Engine on Engineering Test Satellite-IV", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 21, No. 6, 1984, pp. 553-557; also AIAA Paper 82-1875.

Holt, E.H. and Haskell, R.E., 1965, "Foundations of Plasma Dynamics" The Macmillan Company.

Jahn, R.G., 1968, "Physics of Electric Propulsion." McGraw-Hill, New York.

Jans on, S.W., 1993, "The On-Orbit Role of Electric Propulsion", AIAA Paper 93-2220.

Kamhawi, H., Turchi, P.J., Leiweke, R.J., and Myers, R.M., 1996, "Design and Operation of a Laboratory Benchmark PPT", AIAA Paper 96-2732.

Keidar, M., Boyd, I.D. and Beilis, I.I., 2001, "Model of Particulate Interaction with Plasma in a Teflon Pulsed Plasma Thruster", Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 1.

Leiweke, R.J.,Turchi, P.J., Kamhawi, H., and Myers, R.M., 1995, "Experiments with Multi-Material Propellants in Ablation-Fed Pulsed Plasma Thrusters", AIAA Paper 95-2916.

Markusic, T.E., Polzin, K.A., Levine, J.Z., McLeavey, C.A. and Choueiri, E.Y., 2000, "Ablative Z-Pinch Pulsed Plasma Thruster", 36th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2000-3257.

Mikellides, P.G, and Turchi, P.J., 1996, "Modeling of Late-Time Ablation in Teflon Pulsed Plasma Thrusters", AIAA Paper 96-2733.

Palumbo, D.J., and Guman, W.J., 1972, "Continuing Development of the Short-Pulsed Ablative Space Propulsion System", AIAA Paper 72-1154.

Palumbo, D.J., and Guman, W.J., 1975, "Effects of Propellant and Electrode Geometry on Pulsed Ablative Plasma Thruster Performance", AIAA Paper 75-409.

Reichbach, J.G., Sedwick, R.J., Martinez-Sanchez, M., 2001, "Micropropulsion System Selection for Precision Formation Flying Satellites", Massachusetts Institute of Technology – MIT, M.S. Thesis in Aeronautics and Astronautics.

Ruchti, C.B. and Niemeyer, L., 1986, "Ablation Controlled Arcs", IEE Transactions on Plasma Science", Vol. PS-14, No. 4.

Rudikov, A.I., Antropov, N.N. and Popov, G.A., 1995, "Pulsed Plasma Thruster of the Erosion Type for a Geostationary Artificial Earth Satellite." Acta Astronautica Vol.35. No.9-11. February, pp.585-590.

Sasoh, A., and Arakawa, Y., 1993, "A High-Resolution Thrust Stand for Ground Tests of Low-Thrust Space Propulsion Devices", Review of Scientific Instruments, Vol. 64, No. 3, pp. 719-723.

Solbes, A. and Vondra, R.J., 1973, "Performance Study of a Solid Fuel-Pulsed Electric Microthruster." Journal of Spacecraft and Rockets Vol.10. No.6. January, pp.406-410.

Spanjers, G.G., McFall, K.A.,III and Spores, R.A., 1996, "Investigation of Propellant Inefficiencies in a Pulsed Plasma Thruster", AIAA Paper 96-2723.

Spanjers, G.G., Malak, J.B., Leiweke, R.J. and Spores, R.A., 1998, "Effect of Propellant Temperature on Efficiency in the Pulsed Plasma Thruster", Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 4, July-August.

Stark, K.W., Dennis, T., McHugh, D., and Williams, T., 1971, "Design and Development of a Micropound Extended Range Thrust Stand (MERT)", NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD.

Thomanssen, K.I, and Vondra, R.J., 1972, "Exhaust Velocity Studies of a Solid Teflon Pulsed Plasma Thruster", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 9, No. 1, pp. 61-64.

Turchi, P.J., 1982, "An Electric Propulsion Development Strategy Based on the Pulsed Plasma Microthruster", AIAA Paper 8/2-1901.

Turchi, P.J., 1984, "Strategy for Electric Propulsion Development-Basic Research Needs", Orbit-Raising and Maneuvering Propulsion, edited by L.H. Caveny, Vol.89, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, pp. 233-240.

Turchi, P.J., and Mikellides, R.G., 1995, "Modeling of Ablation-Fed Pulsed Plasma Thrusters", AIAA Paper 95-2915.

Uman, M.A., 1964, "Introduction to Plasma Physics", McGraw-Hill.

Vondra, R.J. and Thomassen, K.I., 1971, "Exhaust Velocity Studies of a Solid Teflon Pulsed Plasma Thruster." Journal of Spacecraft and Rockets Vol.9. No.1. August, pp. 61-64.

Vondra, R.J. and Thomassen, K.I., 1972, "Performance Improvements in Solid Fuel Microthrusters." Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 9, No.10, May, pp. 738-742.

Vondra, R.J. and Thomassen, K.I., 1974, "Flight Qualified Pulsed Electric Thruster for Satellite Control." Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.11, No.9, September, pp. 613-617.

Vondra, R.J., 1976, "The MIT Lincoln Laboratory Pulsed Plasma Thruster-A Final Report on the LES-8/9 Pulsed Plasma Thruster", AIAA Paper 76-998.

Vondra, R.J., 1982, "One Millipound Pulsed Plasma Thruster Development", AIAA Paper 82-1877.

Vondra, R.K., Thomansen,K., and Solbes, A., 1971, "A Pulsed Electric Thruster for Satellite Control", Proceedings of the IEEE, Vol. 59, No.2, pp. 271-277.

Yuan-Zhu, K., 1984, "Effects of Propellant Geometry on PPT Performance", AIAA Paper 84-94.

PULSED PLASMA THRUSTERS: CONFIGURATIONS, HISTORY AND MASS VARIATION STUDY

Rodrigo Intini Marques
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão, INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Rodovia Presidente Dutra, km 40, Cachoeira Paulista – SP, 12630-000, Brasil
e-mail: intini@lcp.inpe.br

Fernando de Souza Costa
Laboratório Associado de Combustão e Propulsão, INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Rodovia Presidente Dutra, km 40, Cachoeira Paulista – SP, 12630-000, Brasil
e-mail: fernando@lcp.inpe.br

Abstract. *Pulsed plasma thrusters (PPTs) are electric propulsion systems that are used in satellites, space probes and other space vehicles for station keeping, orbit transfer, drag compensation, flying formation and attitude control. The PPTs allow very precise maneuvers, present low cost, reliability and long life times. The thrust in produced based on a high voltage electric discharge applied to a solid propellant surface, usually Teflon™ (PTFE – Polytetrafluorethylene), causing its vaporization, dissociation and ionization. The plasma is then accelerated by the Lorentz force ($F=J\times B$) resulting from the coupling of the electrical current and the self induced magnetic field. Part of the propellant is not ionized and is accelerated by thermal expansion. This work presents a brief historical review of the PPT, some configurations and a case study of a PPT developed at the INPE/LCP laboratories.*

Keywords: advanced propulsion, plasma thruster, PPT, satellite, space probe