

BPT-4000 霍尔推力器功率处理单元

邱 刚, 康小录

(上海空间推进研究所, 上海, 200233)

摘 要: BPT-4000 是世界上迄今为止在空间应用中功率最大的霍尔推力器, 其配套的功率处理单元输出功率可达 4.5 kW。详细介绍了 BPT-4000 功率处理单元的性能参数, 内部各电源模块的设计状况。BPT-4000 功率处理单元测试结果表明, 其各项电性能指标均优于设计要求。

关键词: BPT-4000; 功率处理单元; 霍尔电推进系统

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0067-06

Power processing unit of BPT-4000 Hall thruster

QIU Gang, KANG Xiao-lu

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: So far, BPT-4000 is the greatest power Hall thruster in space applications. The output power of its power processing unit is up to 4.5 kW. The specifications of BPT-4000 power processing unit and design of each power supply module inside the unit are introduced in detail. The testing result shows that each performance index of BPT-4000 power processing unit is better than its design requirements. The successful design experience of BPT-4000 power processing unit has positive significance for the development of power processing unit for Hall electric propulsion system in China.

Keywords: BPT-4000; power processing unit; Hall electric propulsion system

0 引言

美国 A2100 卫星平台 BPT-4000 霍尔推力器配套使用的功率处理单元 (Power Processing Unit, PPU) 由洛克希德·马丁公司 (Lockheed Martin

Space System Company, LMSSC) 和艾瑞杰特公司 (Aerojet) 在 1.5 kW PPU 技术基础上开发完成。1.5 kW PPU 当时是为美国海军研究实验室 (Naval Research Laboratory, NRL) 的电推进验证模块配套开发的, 在 1997 年通过了鉴定试验^[1], 并于 1998 年 10 月成功地在美国国家勘测局的

收稿日期: 2012-03-07; 修回日期: 2012-05-28

作者简介: 邱刚 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为空间电推进系统、功率处理单元

STEX 卫星上进行了搭载飞行试验^[2]。相比 1.5 kW PPU, 配套 BPT-4000 霍尔推力器的 PPU 最大输出功率高达 4.5 kW, 并且采用了模块化的设计以满足 BPT 系列推力器的不同功率需求。对阴极加热电源模块、触持极电源模块和磁线圈电源模块

进行了简化设计, 并采用了多项创新技术以提高 PPU 的各项电性能和可靠性。BPT-4000 PPU 2005 年通过了鉴定级试验, 并于 2007 年至 2009 年完成了 10 400 h 的寿命试验。BPT-4000 霍尔推力器配套使用的 PPU 如图 1 所示。

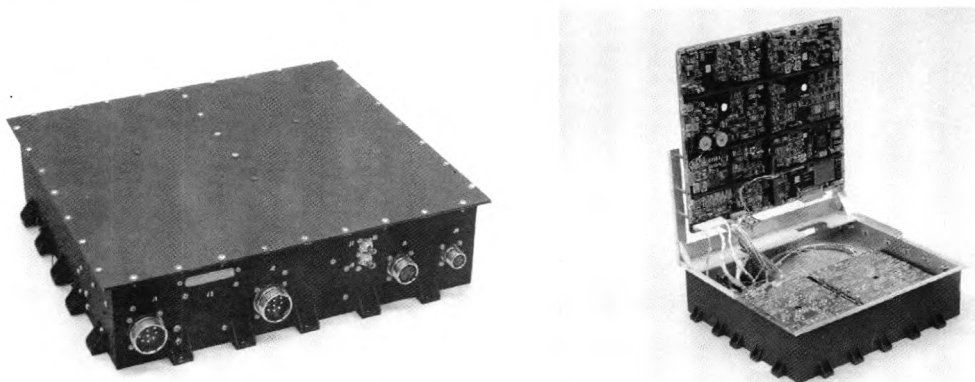


图 1 BPT-4000 PPU 鉴定级

Fig. 1 Power processing unit (PPU) for BPT-4000

2 BPT-4000 PPU 主要构成和功能

PPU 主要由 EMI 滤波模块、阳极电源模块、

HKM 电源模块、辅助电源模块、输出滤波模块、阀驱动器、流量控制器和遥控/遥测 I/O 口等组成, 结构框图如图 2 所示。

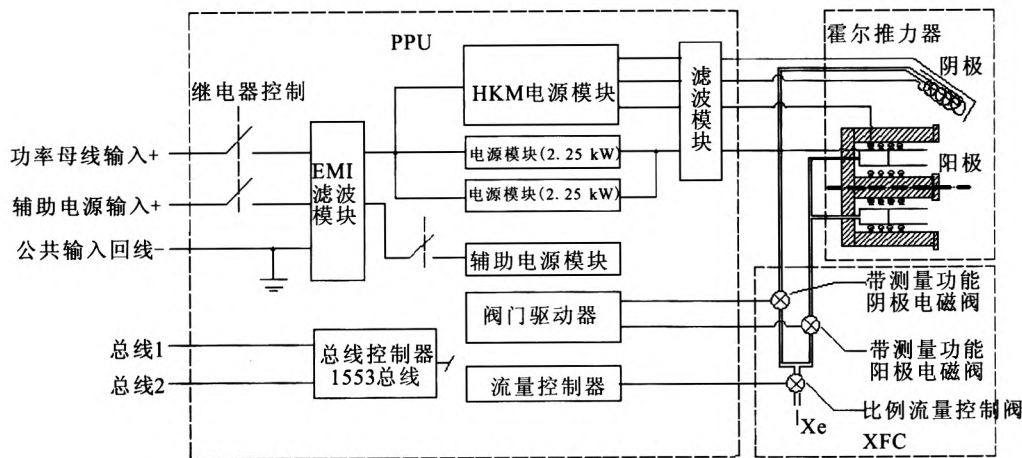


图 2 BPT-4000 PPU 结构框图

Fig. 2 Block diagram of PPU for BPT-4000

其中, EMI 滤波模块主要滤除母线上的差模和共模干扰, 而输出滤波模块主要抑制霍尔推力器工作时等离子体振荡对 PPU 的噪声干扰。PPU 中阳极电源模块由 2 个输出功率可达 2.25 kW 的电源模块并联组成, 该电源模块功率转换电路中

采用了电流反馈技术以提高其对辐射引起的单粒子翻转的抗扰力, 电源效率高达 93%。HKM 电源模块为 1 个多路输出的单电源模块, 可为推力器阴极加热丝、触持极和推力器磁线圈提供所需的电源, 并可为磁线圈和阴极加热丝提供 16 级

的可变电流。这种设计与推力器各模块用单独的电源模块供电的方式相比,可以极大地减少元器件的数量。辅助电源模块主要为 PPU 内的数字逻辑电路提供电源。通过阀门驱动器驱动控制氙气流量控制器 (Xenon Flow control, XFC) 中的 2 个带测量功能的电磁阀,流量控制器闭环控制 XFC 中的比例流量控制阀微量调节氙气贮供单元向霍尔推力器供给氙气^[2-3];另外,按照空间环境抗辐射需求,PPU 所有元器件的抗辐射等级均为 S 级,可最大限度地提高 PPU 的可靠性。PPU 的主要技术指标:

- PPU 采用模块化设计,以满足不同功率和不同推力器数量的系统配置变化需求;
- PPU 与星务主机的遥控/遥测通讯方式采用 MIL-STD-1553B 总线方式;
- 母线输入电压范围: 70~130 VDC;
- 输出功率: 0.6~4.5 kW 可调;
- 输出电压: 150~400 VDC 可调;
- 尺寸: 43 cm×40 cm×11 cm (长×宽×高);
- 重量: 12.75 kg。

3 BPT-4000 PPU 详细设计

3.1 阳极电源模块

阳极电源模块是 PPU 内部功率最大的模块,为恒压输出源。阳极电源模块功率变换采用推挽

拓扑结构,开关频率 55 kHz,控制方式采用峰值限流模式以保证功率变换器主变压器磁芯工作在 B-H 曲线的安全区域内^[5]。在推挽拓扑结构中,对主变压器原边的 2 个线圈绕组的一致性要求较高,如果 2 个绕组之间存在漏感,由漏感产生的寄生能量将无法消除;另外,漏感产生的寄生能量随着输入电流的增加而增大,因此在低电压输入中,漏感的问题将会更加严重。鉴于上述问题的存在,对主变压器绕组的绕制采用特殊方法,并且绕组采用铜箔以最大限度地减小漏感。主变压器采用铁镍钼超导磁合金磁芯。

功率变换开关管采用 MOSFET,其导通电阻极低,因此可减小功率变换过程中开关管的导通损耗,达到提高效率的目的。由于阳极电源模块输出电压高达 400 V,需要能够承受很高反向电压的高压整流二极管。由于高压二极管的前向导通损耗和反向恢复损耗均比低压二极管高,电源输出端使用的高压整流二极管影响了电源的效率;另外,高压二极管的反向恢复特性会导致高压二极管反向关断时产生尖峰噪声。为了消除尖峰噪声,采用了有源吸收电路,其电源效率可提高近 2 个百分点。

3.2 HKM 电源模块

HKM 电源模块集成了阴极加热电源、点火极电源和磁线圈电源的所有功能。图 3 为 HKM 电源模块的原理框图。

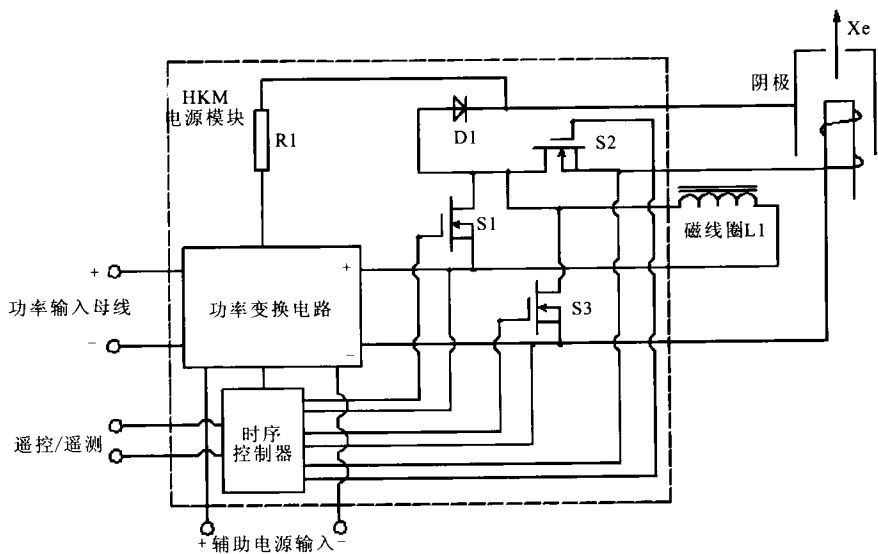


图 3 HKM 电源模块原理框图

Fig. 3 Principle diagram of HKM power supply module

HKM 电源由功率变换电路、时序控制器及电路切换开关管等组成,其中功率变换电路主输出为恒流输出,其输出电流大小按阴极加热电流的需求设计,同时兼顾磁线圈电流大小需求。通常情况下电流范围从 1~10 A,最大可达 20 A。功率变换电路输出电流的设定值由时序控制器的电流控制信号控制;另外,通过在功率变换电路的主变压器上绕制辅助绕组的办法产生点火电压,并通过 R1 电阻限流后加载到阴极点火极,电压幅值为 300~600 V。HKM 的工作过程如下^[4]:

1) S2 导通, S3 断开, 提供阴极加热电流 (1~10 A, 最大 20 A)。在此期间, 如果 S1 处于断开状态, 阴极加热电流将流过磁线圈 L1 产生磁场; 如果 S1 处于导通状态, 阴极加热电流将不流过磁线圈 L1, 没有磁场产生。

2) 点火电压 (600 V) 通过限流电阻 R1 (限流值约 6 mA) 提供给点火极。

3) 调整功率变换电路的输出电流在 0.5~8 A 之间。S2 断开, S1 导通, 电流将直接加载到阴极点火极。如果阴极此时稳态放电成功, 需要保持 S2 处于断开状态; 但是如果阴极稳态放电不成功, 那就需要重新对阴极进行预热。

4) S1 断开, 点火极电流流过磁线圈 L1 产生磁场。

5) 当推力器点火成功后, S3 导通, 电流仍然流过磁线圈 L1 产生磁场, 点火极电源供应被切断。

3.3 流量控制器/电磁阀驱动

如图 2 所示, XFC 将贮供单元减压后的氙气进行流量微量调节控制后送到霍尔推力器阳极和阴极, 阳极流量占工质流量的 95%。电磁阀采用 24 V/50 ms 的脉冲开启后用更低的电压来维持电磁阀的开通状态, 以减少功率的消耗。在阀门驱动接口处设置了短路保护电路。比例流量控制阀类似于自锁阀, 只是工作在线性开通的模式。PPU 通过驱动电流来闭环控制比例流量控制阀。

3.4 辅助电源模块

PPU 内部的辅助电源采用连续反激拓扑功率变换结构, 将 70 VDC 母线输入电能变换成 PPU 内部数字逻辑电路及 XFC 电磁阀所需的电源。

辅助电源具有 6 路输出, 其中 2 路用于功率转换电路中开关管门电路的驱动, 其他 4 路输出为控制电路和通讯电路提供电源, 其中逻辑电路供电电压为 +5 V 和 +3.3 V 两种。

3.5 MIL-STD-1553B 总线接口

PPU 与星务主机的通讯采用了 1553B 总线方式, 除 PPU 功率母线输入端功率继电器控制指令外所有控制指令均通过该总线传输; 另外除辅助电源输入端常闭单触点继电器指示信号外所有的遥测信号也通过该总线传输, 这样就大大简化了 PPU 和星务主机间的接口。该总线控制指令为非实时低有效指令, 而所有具有实时要求的指令均在 PPU 内部处理, 星务主机只需处理非实时性时序指令从而简化了 PPU 设计, 同时也提高了系统的鲁棒性和可测试性。

3.6 机械结构

BPT-4000 PPU 的机械结构图如图 4 所示, 内部布局图如图 5 所示。

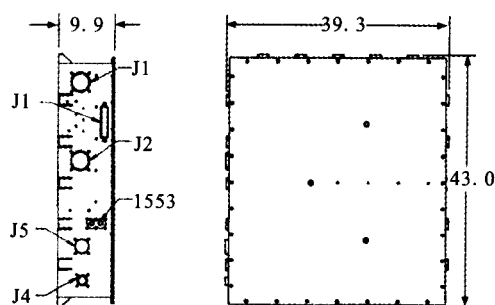


图 4 BPT-4000 PPU 外形尺寸 (单位: cm)

Fig. 4 Contour dimensions of PPU for BPT-4000

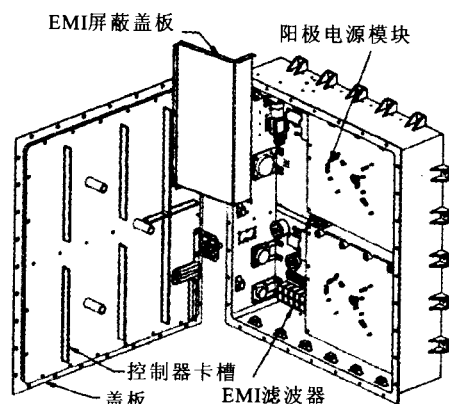


图 5 BPT-4000 PPU 内部结构布局

Fig. 5 Internal structure distribution of PPU for BPT-4000

BPT-4000 PPU 由一个外壳封装, 同采用多个壳体封装不同的功能模块相比可以极大地减少 PPU 的重量、体积和成本; 另外, 如果采用多个壳体封装不同功能模块的设计方式, 会增加模块间连接电缆的数量和长度导致 EMI 的增加。

4 BPT-4000 PPU 性能测试及鉴定试验情况

表 1 为阳极电源模块的性能测试数据, 包括 2 个阳极电源模块并联和单个阳极电源模块 2 种

情况, 电源输出电压 150~400 VDC, 输出功率最大 4.5 kW, 其中单个阳极电源模块的测试数据包括过载和短路模式。

PPU 性能测试数据输出电压 400 VDC, 输出功率 4.5 kW, 电源效率可达 93%, 如表 2 所示。图 6 为 PPU 及推力器的工作效率曲线。通过 PPU 和电阻负载以及真实推力器的联试表明, PPU 的各项性能均满足设计要求, 并且利用定制的 MIL-STD-1533 接口测试设备验证测试了遥控/遥测接口 (包括启动、限流和时序) 功能的正确性。

表 1 阳极电源模块测试数据
Tab. 1 Tested data of anode power supply module

输入电压/V	输入电流/A	输出电压/V	输出电流/A	输入功率/W	输出功率/W	效率/%	负载/ Ω
2 个阳极电源模块并联							
71.04	17.93	148.45	7.84	1 273.64	1 164.44	91.43	18.93
70.90	31.23	197.77	10.39	2 213.85	2 055.17	92.83	19.03
70.51	68.18	295.76	15.26	4 807.50	4 513.59	93.89	19.38
70.84	16.71	197.98	5.46	1 183.55	1 081.11	91.34	36.26
70.41	36.24	295.91	8.07	2 551.48	2 388.17	93.60	36.67
71.10	67.88	394.88	11.49	4 826.48	4 537.17	94.01	34.37
单个阳极电源模块							
69.98	35.85	396.86	5.96	2 508.40	2 366.91	94.36	66.54
70.08	12.58	191.41	4.30	881.54	823.64	93.43	44.48
70.39	6.61	97.23	4.32	464.99	420.03	90.33	22.51
70.31	3.48	47.16	4.40	244.35	207.36	84.86	10.73
69.99	2.00	23.03	4.39	139.99	101.09	72.21	5.24
70.34	0.27	0.33	5.53	18.70	1.83	9.78	0.06

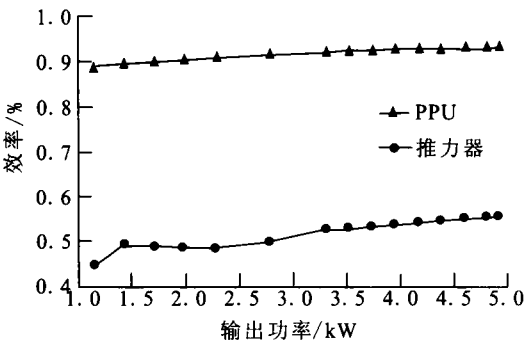


图 6 PPU 及推力器工作效率

Fig. 6 Working efficiencies of PPU and thruster

PPU 于 2005 年完成了所有的鉴定试验, 鉴定试验流程如图 7 所示。PPU 首先接受了军方的生存能力测试, 其中包括 X 射线拍照 (flash x-ray), 然后按照 MIL-STD-461E 和 462 标准对 PPU 进行电磁干扰 (EMI)、电磁兼容 (EMC) 性试验, 紧接着对 PPU 进行了 X、Y 及 Z 3 个轴向的正弦和随机振动试验。通过工程模型测试、分析预测和正向功能性测试等响应水平测试均表明 PPU 的工作特性没有改变后, PPU 在海军鱼雷站 (Naval Torpedo Station, NTS) 进行了冲击试验。在冲击试验时 PPU 安装在夹具上, 供电线直接在

设备下方走线以满足对所有轴方向的试验规范要求。冲击试验结束后对 PPU 再一次进行了正向功能性测试,在 PPU 功能没有任何改变的前提下进行了后续试验。机械环境试验结束后对 PPU 鉴定件、XFC 鉴定件和推力器鉴定件进行集成测试。

其中,对推力器的所有工作模式进行了测试,对类似于上游映射的外部干扰的系统响应也进行了测试。热真空测试在 Aerojet 进行,在允许的最恶劣热环境条件下,完成了总计 300 小时老炼试验和 24 次高低温循环试验^[7]。

表 2 PPU 性能测试数据 (400 V@4 500 W)
Tab. 2 Tested data of PPU performance (400 V@4 500 W)

	输出电压/V	输出电流/A	输出功率/W	输入电压/V	输入电流/W	输入功率/W	效率/%
电源模块 A	400.00	5.63	2 250.00	70.00	34.01	2 380.95	94.50
电源模块 B	400.00	5.63	2 250.00	70.00	34.01	2 380.95	94.50
辅助电源	变化量	变化量	NA	70.00	0.53	37.00	87.00
主控板	NA	NA	NA	NA	NA	10.00	NA
磁线圈电源	39.96	3.33	133.07	70.00	2.21	154.73	86.00
加热器电源	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA
触持极电源	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA
流量控制器	变化量	变化量	0.70	NA	NA	NA	NA
阀门驱动器	变化量	变化量	3.10	NA	NA	NA	NA
总计			4 636.87			4 963.63	93.40

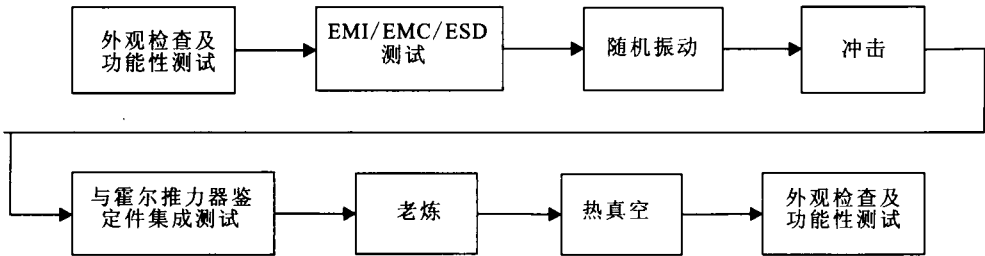


图 7 PPU 鉴定试验流程图
Fig. 7 Flow chart of PPU qualification test

5 结束语

2010 年 8 月 14 日,美国首颗配置了 4.5 kW BPT-4000 霍尔推力器的卫星——军事通讯卫星 AEHF-1 在美国佛罗里达州卡纳维拉尔角空军基地由 Altas 5 运载火箭发射升空,成功地将卫星送入近地点约 220 km,远地点约 50 000 km 的低地球轨道。由于 BT-4 远地点发动机进行到近地

点 19 000 km 的轨道提升时启动失败,霍尔电推进子系统执行了大部分轨道提升任务,最后卫星成功进入预定轨道。截止 2011 年 4 月 15 日,霍尔电推进子系统已累计在轨工作超过 2 100 h^[8]。

通过继承 1.5 kW PPU 的成熟技术方案并采用多项创新技术研制的 BPT-4000 PPU 各项性能均满足设计指标要求,霍尔电推进子系统的在轨无故障运行也证明了 PPU 设计的可靠性。PPU 的成功设计经验对我国霍尔电推进功率处理单元的

研制也有积极的参考意义:

1) 重视对功率处理单元设计技术的继承性,特别是对 1.5 kW PPU 成功设计经验的继承,大大降低了 PPU 设计的技术风险。

2) 采用成熟的现代电力电子技术及高效可靠的防辐射加固型大功率场效应管,极大地提高了 PPU 的功率变换效率和可靠性。相比我国,防辐射加固型大功率场效应管技术却十分落后,现有的场效应管最大耐压、最大导通电流、导通等效电阻等参数均不能满足大功率 PPU 功率变换的要求,因此,我国应在半导体元器件的基础研发上加大力度,提高整个基础领域的技术水平。

3) 创新性地将阴极加热电源、阴极触持极电源和磁线圈电源集成到一个 HKM 电源中,与传统的电源模块独立工作相比,大大地减少了 PPU 的元器件数量。

4) 合理的结构设计,最大限度地减小了 PPU 的结构尺寸和重量。

参考文献:

- [1] KAY R J, FISHER J R, MEYER S D, et al. The development of a 4.5 kW Hall thruster propulsion system power processing unit, IEPC-01-333[R]. CA: IEPC, 2001.
- [2] HOFFER R, RANDOLPH T M, OH D Y, et al. Evaluation of a 4.5 kW commercial Hall thruster system for nasa science missions, AIAA 2006-4469 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] FISHER J, WILSON A, KING D, et al. The development and qualification of a 4.5 kW Hall thruster propulsion system for GEO satellite applications—status update, IEPC 0295[R]. [S.l.]: IEPC, 2003.
- [4] MEYER S D. Method and apparatus for selectively distributing power in a thruster system: US, 06031334 [P]. 2000-02-29.
- [5] MEYER S, KAY B, FISHER J, et al. Development status of the BPT Hall thruster power processor, AIAA 99-2565 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [6] SKELLY P T, KAY R J. RHETT/EPDM power processing unit, IEPC-97-104 [R]. [S.l.]: IEPC, 1997.
- [7] GRYS K de, WELANDER B, DIMICCO J, et al. 4.5 kW Hall thruster system qualification status, AIAA 2005-3682 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] Northrop Gumman. Advanced EHF communications payload [EB/OL]. [2010-04-29]. <http://www.northropgumman.com/products/ae/f/assets/AEHF>.
- [9] 王长辉, 刘宇. 外流对塞式喷管流场和性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 130-134.
- [10] RUF J H, MACONNAUGHEY P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect, AIAA 97-3218 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [11] SILVER R. Advanced aerodynamic spike configurations: Volume 1, analytical and cold flow studies [M]. [S.l.]: Defense Technical Information Center, 1967.
- [12] SILVER R. Advanced aerodynamic spike configurations: volume 2, hot fire investigation: basic, slipstream and liquid TVC[M]. [S.l.]: Defense Technical Information Center, 1967.
- [13] NASUTI F, ONOFRI M. Analysis of in-flight behavior of truncated plug nozzles, AIAA 2000-3289[R]. USA: AIAA, 2000.
- [14] NASUTI F, ONOFRI M. A numerical study of wake behavior in plug nozzles, AIAA 2001-1894 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [15] PACIORRI R, NASUTI F, SABETTA F. Evaluation of turbulence modeling in supersonic afterbody computations, AIAA 2001-3039[R]. USA: AIAA, 2001.

(编辑: 马 杰)

(上接第 62 页)

(编辑: 王建喜)