

低功率电弧喷射推力器实验研究*

肖应超, 汤海滨, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为深入了解低功率电弧喷射推力器的启动特性和工作性能, 对不同推进剂和不同结构尺寸的推力器进行了广泛的多启动实验研究。研究中建成了推进剂供给系统和真空模拟系统, 研制了电源处理单元和小推力测量装置, 开发了实验数据采集系统, 完成了实验推力器结构设计和材料选择, 并分别采用氩、氮、氨为推进剂成功地进行了点火实验。研究表明, 推进剂性质对推力器启动特性和工作特性具有重大影响, 推力器优化设计应该针对具体的推进剂进行并考虑适当宽广的流量范围。

关键词: 电弧喷射推力器; 启动特性⁺; 工作性能; 实验

中图分类号: V439.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005)06-0567-06

Experimental investigation of low power arcjet thrusters

XIAO Ying-chao TANG Hai-bin LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract To realize the startup characteristic and operating performance of low power Arcjet Thrusters in detail, extensive multi-start experimental investigation was carried out on the thrusters with different structures and various propellants. Propellant-feeding system and vacuum-simulating system were established, power-processing unit and small-thrust measuring device were developed, experimental data collection system was prepared, thruster structure design and material selection were accomplished, and multistart experiments of the thrusters using argon, nitrogen and ammonia as the propellants were performed successfully. Abundant experimental phenomena are observed and plentiful experimental data are obtained, and some conclusions are made by analyzing the results. The investigation shows that the propellant properties have significant effects on the startup characteristic and operating performance of Arcjet, and the thruster optimization design should be performed for given propellant, covering a wide flow rate range properly.

Key words Arcjet thrusters; Startup characteristic⁺; Operating performance; Experimentation

1 引 言

低功率电弧喷射推力器主要用于地球同步卫星的南北位置保持、中低轨道卫星的入轨和离轨推进等任务, 是性能优良的空间电推力器, 国外对其进行了大量研究^[1~5], 并已进行了许多成功应用。电弧喷射推力器工作机理非常复杂, 必须将理论分析、数值模拟和实验研究结合起来, 数值模拟分析能够揭示推力器内部工作过程细节, 获得一些实验无法测量的参

数, 节省实验需要的昂贵费用, 国内已经进行了一些相关数值模拟分析工作^[6~8], 实验研究则可以获得将推力器投入应用的最直接可靠的支持, 中科院空间中心曾进行过推力器的初步实验研究。为深入了解低功率电弧喷射推力器的性能, 分析其应用可行性和应用潜力, 本文在建成模拟推力器空间工作环境的实验系统的基础上, 对采用不同推进剂和不同结构尺寸的低功率推力器进行了多启动实验。

* 收稿日期: 2005-03-15 修订日期: 2005-06-22

基金项目: 国防基础科研项目(K1201060711); 国家自然科学基金项目(50086001); 博士生创新性研究基金项目。

作者简介: 肖应超(1979—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程, 电推进技术。

2 实验设备

实验设备主要包括推进剂供给系统、模拟推力器空间工作环境的真空设备、电源处理单元、小推力测量装置、实验数据测量与采集系统以及其它辅助设备,实验系统简图可以参见文献[9]。通过实验能够获得的参数包括推力、流量、比冲、电流、电压、推进效率和推力功率比等。

2.1 推进剂供给系统

推进剂供给系统能够可靠地将推进剂输送到推力器,同时能够比较准确地进行流量控制,包括高压气瓶、气瓶减压器、管路、接头、质量流量控制器、流量显示仪、压强表和真空表等,能够供给的推进剂包括氩气、氮气和氨气。质量流量控制器是推进剂供给系统的关键部件,由于推进剂流量不大,主流量范围为 $10\sim 60\text{mg/s}$,因此要求质量流量控制器能够稳定地进行流量供给,并比较准确地进行流量调节控制。压强表、真空表和传感器分别用于目测压强和感应物理量以备数据采集。

2.2 真空设备

真空设备的设计应该保证推力器实验环境具有尽量高的真空度以接近其空间应用环境,并要保证推力器能够可靠起弧和稳定工作。在电极材料和结构布局确定的情况下,要可靠起弧,起弧电极真空度应该满足一定要求,也就是要求真空室内初始真空度和起弧流量适宜。针对实验需要真空设备的主要设计内容包括:极限真空度、工作真空度、电路气路布局、密封结构设计和真空泵选配等。真空泵机组包括机械泵、罗兹泵和扩散泵,能够获得 $6.7\times 10^{-3}\text{Pa}$ 的极限真空度,在适当流量范围内可获得 $1\sim 50\text{Pa}$ 的工作真空度。扩散泵、罗兹泵和机械泵配合使用可用于高真空度要求的实验,罗兹泵和机械泵配合使用可用于较低真空度要求的实验。

2.3 电源处理单元

推力器工作时由于推进剂流量变化和电极烧蚀等干扰,电弧工作点会发生偏移,这要求电源能够快速调节来适应,采用恒流方式是比较理想的选择,这样工作点偏移引起的是电压波动,电压波动有时要求电源能够快速调节以提供变化超过20%的功率,为了实现此目标可以采用闭环反馈技术。最终的电源处理单元是基于IGBT逆变式功率模块的恒流源,具有快速的动态反应特性,同时具有欠压保护和过热保护等功能。起弧采用的是高频高压脉冲方式,可靠起

弧后转入恒流工作方式。

目前实验用电源处理单元的设计是以可靠起弧和稳定工作为目的,但是要适应空间任务要求,还有以下工作要做:(1)小型化,主要是在保证输出特性的基础上减小体积和重量;(2)提高可靠性,主要是在分析故障模式的基础上进行简化设计;(3)提高电磁兼容性,保证电源处理单元有很强的抗干扰能力,同时减小对航天器其它部分的干扰;(4)提高温度特性,由于空间环境温度变化大,要求选用温度适应范围广的电元器件,同时进行可靠的温度补偿。

2.4 小推力测量装置

获得推力器宏观性能是实验研究的重要内容,工作推力的准确测量显得非常重要,而低功率推力器工作推力很小,气路连接等影响相对较大。小推力测量装置的主要设计内容包括:(1)微小推力测量的实现;(2)从原理上保证推力测量的精度;(3)减小干扰对测量精度的影响。经过研究最终采用电磁测力天平,利用电磁反馈补偿可成功进行短时间稳态小推力测量。适当调整阻尼比也可以进行动态小推力测量。主要测量误差包括:(1)设备误差,包括活动部件间的摩擦引起的误差以及各种电元器件引起的误差等;(2)环境误差,包括温度变化、气流、振动和电磁干扰等引起的误差,气流与振动的影响最为重要;(3)测量方法误差,主要是测量原理性误差。

2.5 数据测量与采集系统

测量设备包括:测量电压和电流的霍尔传感器、用于测量控制推进剂流量的质量流量控制器和流量显示仪、用于测量小推力的电磁测力天平、用于测量压强的压强传感器、压强表、真空计及计算机采集系统等。计算机采集系统通过采集卡采集各测量仪器感知的物理值并进行实时显示,同时将数据进行相应的标定转换保存到计算机以备数据分析。除采集卡产生的误差外,推力测量误差主要在于电磁测力天平,综合误差不超过3%,流量测量误差主要在于流量控制器,综合误差不超过3%,电流和电压测量误差主要在于霍尔传感器,综合误差不超过1%,压强测量误差主要来自于压强传感器,综合误差不超过1%。

3 实验推力器

3.1 材料选择

由于推力器工作机理复杂而内部工作条件苛刻,材料性能对推力器工作性能和运行寿命都有着重大

影响,考虑到系统复杂性等因素,推力器采用辐射冷却方式,这样对材料性能的要求更加严格,主要结构材料选择如下:

(1)阴极材料:对阴极材料的主要要求是电子发射能力强,同时要求具有良好的耐高温性和耐电弧烧蚀性。可以考虑的选择有不锈钢、铈钨和钍钨等,其中铈钨电子发射能力较强,耐高温性和耐烧蚀性也较好,并且放射性小,具有较好的综合优势,钍钨有放射性,但作为阴极材料性能更好,不锈钢作为阴极材料性能相对差些,但是经济性和加工性较好;

(2)阳极材料:对阳极材料的主要要求是耐高温和耐电弧烧蚀,可以考虑的选择有不锈钢、钼、钨和铈钨等,不锈钢的经济性和加工性较好,但是作为阳极材料性能较差,钼和钨的耐高温性和耐电弧烧蚀性较好,但可加工性差些;

(3)绝缘材料:绝缘材料要求耐高温和绝缘性好,同时要求具有良好的加工性,如云母陶瓷和氮化硼陶瓷等,可加工云母陶瓷是微晶材料,具有良好的绝缘性、耐高温性和化学稳定性,氮化硼陶瓷是在高温下烧结而成的,作为绝缘材料性能更加优越;

(4)密封材料:密封材料主要要求密封性好,同时也要求具有一定的耐高温性和加工性,可以考虑的选择包括柔性石墨和紫铜等,柔性石墨无氧情况下可耐较高的温度,是比较理想的选择;

(5)其它材料:推力器壳体和支撑部件可采用不锈钢或黄铜材料,在通常的设计中壳体采用不锈钢。

3 2 结构设计

推力器结构设计也是实验研究的主要内容,主要参照美国 NASA 刘易斯研究中心、美国空军气动研究所和德国斯图加特大学等研究机构的设计进行,同时也借鉴了中科院空间中心吴汉基老师的设计思想,设计内容包括:阳极结构尺寸、阴极结构尺寸、绝缘体结构尺寸、推进剂进入行程方式等。

这里选择有代表性的 9 种实验推力器结构来进行论述,推力器阴极材料全部为钍钨,采用加工相对容易和性能相对较好的锥形阳极喷管,喷管收缩半角全部为 45° ,扩张半角全部为 18° ,阳极材料和其它结构尺寸如表 1 所示,其中 d_1 为压缩室直径, L_c 为压缩室长度, L_d 为阴极尖端到压缩室入口的轴向距离, θ 为阴极尖端收缩半角, ε 为喷管膨胀比。

Table 1 Structures and materials of arcjet thrusters in laboratory

Thruster No	Gas passage	Anode material	d_1 /mm	L_c /mm	L_d /mm	$\theta/(^{\circ})$	ε
030411	Radial	Molybdenum	0 70	0 20	0 60	30	147
030526	Radial	Molybdenum	0 70	0 35	0 20	20	192
030528	Tangential	Tungsten	0 60	0 35	0 55	20	178
030603	Radial	Tungsten	0 60	0 60	0 50	20	267
030604-1	Radial	Tungsten	0 52	0 60	0 40	20	448
030604-2	Radial	Tungsten	0 52	0 60	0 60	20	448
030606	Radial	Tungsten	0 68	0 60	0 55	20	175
030608	Radial	Tungsten	0 55	0 50	0 80	20	212
030609	Radial	Tungsten	0 55	0 50	0 80	20	233

4 实验过程及结果

实验时电源目标提供恒定电流,从启动到稳定的过渡过程中电流有波动,稳态工作电流给定,根据实验功率和工作稳定性等要求电流给定值范围为 9 0 ~ 13 5A,而电弧电压由推进剂的放电特性决定,工作电压值依赖于推进剂种类、电弧通道结构、推进剂流量和电极材料等,其中电极材料主要影响电极附近鞘层过程而影响工作电压。分别采用氩、氮、氨作为推进剂进行实验,发现采用氩气作为推进剂时,推力器的启动稳定性要好些,氨气作为推进剂时起弧相对来说最困难,因为实验推力器中的电弧放电属于高气

压自持热阴极电弧放电,无论采用何种推进剂,高频高压脉冲引弧都能产生带电粒子形成气体放电,只是在转入恒流方式的非稳态过渡过程中,解离氨能量传递较强,冷却作用容易导致放电终止。下面分别给出以氩、氮、氨为推进剂时的实验现象和实验数据。

4 1 氩推力器实验现象和主要实验数据

以氩气为推进剂时,030528推力器工作很稳定,030604-1推力器启动很顺利,工作也很稳定。一般推力器尾焰颜色由出口中心的白色向外向后逐渐变为淡紫色,再逐渐变为粉红色,最后逐渐变暗直至消失。推力器明显的可见尾焰长度较短,一般为 15cm 左右。主要实验数据见表 2。

4 2 氮推力器实验现象和主要实验数据

以氮气为推进剂时, 030411推力器、030528推力器、030606推力器和 030609 推力器工作都非常稳定, 030604-1 推力器启动很顺利, 但是工作不太稳定。一般推力器尾焰颜色在出口中心为白色, 向外向后逐渐变为淡紫色, 再逐渐变为粉红色, 最后逐渐变为淡黄色。推力器尾焰明亮, 整个真空室都被照亮为黄色, 明显的可见尾焰长度很大, 一般在 35cm 以上。主要实验数据见表 3。

4 3 氩推力器实验现象和主要实验数据

以氩气为推进剂时, 030411推力器工作不太稳定, 030528推力器工作很稳定。030603 推力器首先

直接以氩气为推进剂进行实验, 连续工作 100s断弧, 接下来以氮气为推进剂进行实验, 推力器启动顺利且工作稳定, 之后再以氩气为推进剂进行实验, 推力器工作非常稳定, 连续工作 300s以上。030604-1 推力器启动很顺利, 工作也比较稳定, 030609 推力器工作很稳定, 连续工作 360s以上。一般推力器尾焰颜色在出口中心也为白色, 向外向后逐渐过渡为黄绿色, 再逐渐变为暗红色直至消失。明显的可见尾焰长度很短, 一般为 10cm 左右。总体上说氮推力器工作时推力器体尾部烧红很明显, 这主要是由于高温电离氮传热较强的缘故。主要实验数据见表 4。

Table 2 Main results of argon arcjets ignitions

Thruster No	Flow rate / (mg/s)	Thrust /mN	Specific impulse / (N·s/kg)	Current /A	Voltage /V	Power /W	Efficiency /%	Thrust/Power / (mN /kW)	Power/Flow rate / (J/mg)
030528	33 65	45 0	1337. 3	11. 7	22	257. 4	11. 69	174 8	7. 65
	42 07	60 0	1426 2	11. 7	21	245 7	17. 41	244 2	5. 84
	63 10	76 0	1204 4	11. 7	20	234 0	19. 56	324 8	3. 71
030604-1	17. 25	23 0	1333. 3	11. 7	27	315. 9	4. 85	72 8	18. 31
	33 65	47. 0	1396 7	11. 1	26	288 6	11. 37	162 9	8. 58
	42 07	55 0	1307. 3	11. 1	25	277. 5	12. 96	198 2	6. 60
	63 10	74 0	1172 7	11. 1	25	277. 5	15. 64	266 7	4. 40

Table 3 Main results of nitrogen arcjets ignitions

Thruster No	Flow rate / (mg/s)	Thrust /mN	Specific impulse / (N·s/kg)	Current /A	Voltage /V	Power /W	Efficiency /%	Thrust/Power / (mN /kW)	Power/Flow rate / (J/mg)
030411	11. 46	20 0	1745 2	9 9	31	306 9	5. 69	65 2	26. 78
	41. 25	98 0	2375 8	9 9	55	544 5	21. 38	180 0	13. 20
030526	10 42	13 0	1247. 6	10 7	23	246 1	3. 30	52 8	23. 62
	20 83	30 0	1440 2	10 7	30	321 0	6. 73	93 5	15. 41
	31 25	59 0	1888 0	10 6	40	424 0	13. 14	139 2	13. 57
	41 67	79 0	1895 8	10 6	46	487 6	15. 36	162 0	11. 70
	52 08	98 0	1881 7	10 6	50	530 0	17. 40	184 9	10. 18
030528	41 67	85 0	2039 8	10 6	47	498 2	17. 40	170 6	11. 96
	52 08	103 0	1977. 7	10 6	53	561 8	18. 13	183 3	10. 79
030603	20 83	47. 5	2280 4	10 7	47	502 9	10. 77	94 5	24. 14
	41 67	95 5	2291 8	10 6	58	614 8	17. 80	155 3	14. 75
030604-1	20 83	33 0	1584 3	11 0	29	319 0	8. 19	103 4	15. 31
	31 25	56 0	1792 0	11 0	38	418 0	12. 00	134 0	13. 38
	41 67	95 0	2279 8	10 8	54	583 2	18. 57	162 9	14. 00
	47 92	115 0	2399 8	12 1	70	847 0	16. 29	135 8	17. 68
030604-2	20 83	38 0	1824 3	10 2	36	367 2	9. 44	103 5	17. 63
	31 25	70 0	2240 0	10 2	55	561 0	13. 98	124 8	17. 95
030606	41 67	73 0	1751 9	10 8	37	399 6	16. 00	182 7	9. 59
	52 08	89 0	1708 9	10 8	46	496 8	15. 31	179 1	9. 54
030609	20 83	41 0	1968 3	10 9	37	403 3	10. 00	101 7	19. 36
	31 25	70 0	2240 0	10 9	46	501 4	15. 64	139 6	16. 04
	41 67	89 0	2135 8	11 0	54	594 0	16. 00	149 8	14. 25
	50 21	106 0	2111 1	11 1	61	677 1	16. 52	156 5	13. 49

Table 4 Main results of ammonia arcjets ignitions

Thruster No	Flow rate / (mg/s)	Thrust /mN	Specific impulse / (N·s/kg)	Current /A	Voltage /V	Power /W	Efficiency /%	Thrust/Power / (mN /kW)	Power/Flow rate / (J/mg)
030411	6 10	24 0	3934 4	10 0	39	390 0	12 11	61 5	63 93
	18 49	119 0	6435 9	9 4	93	874 2	43 80	136 1	47 28
030526	9 11	33 0	3622 4	12 2	56	683 2	8 75	48 3	74 99
	13 66	53 0	3879 9	12 2	67	817 4	12 58	64 8	59 84
	18 21	74 0	4063 7	12 2	76	927 2	16 22	79 8	50 92
	22 77	94 0	4128 2	12 1	82	992 2	19 56	94 7	43 57
	27 32	112 0	4099 6	12 1	88	1064 8	21 56	105 2	38 98
	31 88	132 0	4140 5	11 1	97	1076 7	25 38	122 6	33 77
	36 43	144 0	3952 8	11 6	103	1194 8	23 82	120 5	32 80
030528	9 11	33 0	3622 4	11 6	38	440 8	13 56	74 9	48 39
	18 21	55 0	3020 3	11 6	45	522 0	15 91	105 4	28 67
	27 32	79 0	2891 7	11 6	55	638 0	17 90	123 8	23 35
	31 88	91 0	2854 5	10 8	65	702 0	18 50	129 6	22 02
	41 26	117 0	2835 7	10 0	81	810 0	20 48	144 4	19 63
030603	17 12	74 0	4322 4	11 1	89	987 9	16 19	74 9	57 70
	19 95	91 0	4561 4	10 8	98	1058 4	19 61	86 0	53 05
	23 31	104 0	4461 6	11 9	103	1225 7	18 93	84 8	52 58
030604-1	18 21	63 0	3459 6	11 7	78	912 6	11 94	69 0	50 12
	22 77	75 0	3293 8	11 7	87	1017 9	12 13	73 7	44 70
030608	18 21	81 5	4475 6	12 4	92	1140 8	15 99	71 4	62 65
	22 77	103 5	4545 5	12 2	102	1244 4	18 90	83 2	54 65
	27 32	119 5	4374 1	13 3	108	1436 4	18 19	83 2	52 58
	22 77	99 5	4369 8	13 5	108	1458 0	14 91	68 2	64 03
	18 21	78 5	4310 8	12 4	104	1289 6	13 12	60 9	70 82
030609	13 93	64 0	4594 4	12 4	88	1091 2	13 47	58 7	78 33
	22 77	107 0	4699 2	12 5	100	1250 0	20 11	85 6	54 90

5 结果分析

比较 030528 推力器和 030604-1 推力器采用不同推进剂的实验结果可以看出,在推力器结构和推进剂质量流量等其它条件相同的情况下,由于推进剂的性质不同,氩推力器工作电压最低,相应地工作功率最低,比功率最低,推力最小,相应地比冲最低,实验表明其推进效率也最低,推力功率比最高,其启动稳定性和工作稳定性也最好,氮推力器工作电压最高,相应地工作功率最高,比功率最高,推力最大,相应地比冲最高,推进效率也最高,推力功率比最低,需要较好的设计才能获得良好的启动稳定性和工作稳定性,氮推力器工作特性在氩和氮推力器之间。尽管推力功率比比较低,但以比冲和综合性能为目标,氮推力器最有空间应用优势。

排除实验误差,从整体规律上来讲,随着推进剂质量流量的增加,氮和氮推力器工作电压增高,相应地工作功率增高,但流量变化是诱发因素,功率变化没有流量变化快,因此比功率降低,同时推力增加较

快,推力功率比增高,一般比冲和推进效率随推进剂质量流量的变化规律与文献 [9] 中的结论相同。但随着推进剂质量流量的增加,氩推力器工作电压基本不变甚至有降低的趋势,相应地工作功率有降低的趋势,其它工作参数的变化规律与氮和氮推力器相同。

以氩气为推进剂时 030411 推力器工作不太稳定,实测比冲达到了 6435 9N·s/kg 这可能是工作不稳定和推力测量误差等造成的。推力器结构对其工作性能有着重大的影响,排除实验误差,不考虑 030411 推力器的实验结果,对于氮推力器而言,030603 推力器和 030604-1 推力器所能获得比冲性能较好,对于氮推力器而言,030609 推力器所能获得比冲性能较好。因此对于不同的推进剂来说,能够获得较好性能的推力器结构是不同的,也就是说工作性能对推力器结构和推进剂的依赖关系不是相互独立的,推力器结构优化设计不能一概而论,要在选定具体推进剂的情况下进行。

在给定推进剂的情况下,不同结构尺寸的推力器获得最高比冲时的推进剂质量流量一般不同,在某一

流量下比冲小的推力器所能获得的最高比冲有可能更大,因此在进行推力器结构尺寸优化设计时要全面考虑推进剂的流量范围,而不能以某一流量的比冲性能作为判定准则,这个结论以 030604-1 氮推力器和 030609 氮推力器的实验结果为例可以进行说明。

由 030608 氨推力器推进剂质量流量先增大后减小的实验过程可以看出,随着运行时间的增加,在相同的推进剂流量下,推力器比冲明显降低,分析其原因,最有可能是由于推力器受到烧蚀引起的,所以推力器耐烧蚀和长寿命可靠工作问题还需要进一步研究,以尽快实现推力器的工程应用。另外不考虑没有记录的数据和实验误差,氨推力器的最高实测比冲为 $4699 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 根据比冲随推进剂流量的一般变化规律,由离散的实验数据点可以粗略预计,氨推力器所能获得的最高比冲应该在这个值附近,今后的工作还需要改进推力器结构设计,合理选择推力器材料,以提高推力器的所能获得的最高比冲。

分析 030603 氨推力器的实验过程可以推论,先采用起弧相对较容易而工作较稳定的推进剂进行点火实验,可以使推力器体达到有利于电弧起动和稳定附着的状态,然后再采用起弧相对较难的推进剂进行点火,实验成功性较大。

6 结 论

(1) 比较氩、氮、氨三种气体,采用氩气作为推进剂时,推力器启动稳定性要好些,采用氨气作为推进剂时,推力器起弧相对来说最困难;

(2) 比较氩、氮、氨三种气体,在设计能够保证推力器稳定工作的情况下,以比冲和综合性能为目标氨推力器最有空间应用优势;

(3) 推进剂物性对推力器工作性能尤其是比冲性能有着很大的影响,总体上来说化学式量较小的推进剂有获得较高比冲的优势,但化学式量较小的推进剂引起的推力器体受热也较大;

(4) 推进剂质量流量的增加,氩推力器工作电压基本不变甚至有降低的趋势,不同于氮和氨推力器;

(5) 对于不同的推进剂来说,能够获得较好性能的推力器结构是不同的,推力器结构尺寸的优化设计要在选定推进剂的情况下进行;

(6) 在给定推进剂的情况下,某一流量的比冲小

的推力器所能获得的最高比冲有可能更大,因此在进行推力器结构尺寸优化选择时要全面考虑推进剂的流量范围,不能以某一流量的性能作为判定准则;

(7) 运行时间的增加,相同流量下推力器比冲可能会明显降低,但也可能存在另外的现象,先采用起弧相对较容易的推进剂进行实验,可使推力器体达到有利于电弧起动和稳定附着的状态,然后再采用起弧相对较难的推进剂进行点火,成功性较大。

参考文献:

- [1] Lichon Paul G, Sankovic John M. Development and demonstration of a 600-second mission-average I_{sp} arcjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(6).
- [2] Curran Francis M, Haag Thomas W. Extended life and performance test of a low-power arcjet[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1992, 29(4): 444~452
- [3] Yoshikawa T, Onoe K, Ohba T. Development of a low power DC arcjet for space propulsion[R]. AIAA 87-1058
- [4] Yoshikawa T, Onoe K, Yamamoto Y. High performance DC arcjet thruster for 1kW system definition[R]. AIAA 94-3004
- [5] Hiratsuka Shinsuke, Onoe Ken-ichi, Tahara Hirokazu. Thrust performance and thermal analysis of a low power arcjet thruster[C]. IEPC 99-033
- [6] 廖宏图. 可压流的龙格-库塔时间步求解法及其应用[J]. 推进技术, 1999, 20(4). (LIAO Hong-tu Computation of compressible flow using Runge-Kutta time stepping scheme[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(4).)
- [7] 肖应超, 汤海滨. 电弧喷射推力器化学非平衡数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(5). (XIAO Ying-chao TANG Hai-bin Chemical non-equilibrium simulation on arcjet thrusters[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5).)
- [8] 肖应超, 汤海滨, 刘宇. 肼电弧喷射推力器工作方式可替换性数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9).
- [9] 肖应超, 汤海滨, 刘畅. 氨电弧喷射推力器实验和数值研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1).

(编辑: 朱立影)