

三组元空气加热器的缩尺试验研究

李小平^{1,2} 肖 虹², 吕发正²

(1. 西北工业大学, 陕西 西安 710072; 2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了突破冲压发动机地面试验系统关键组件空气加热器稳定燃烧的关键技术, 提出了一种液氧/酒精/空气三组元高效稳定的组织燃烧技术, 对该加热器技术方案进行了缩尺试验研究, 并验证了不同的空气流量比例对加热器点火特性和燃烧特性的影响。试验表明, 该加热器具有点火可靠、启动迅速、燃烧稳定和大范围变工况的工作能力以及燃烧效率最高达到 0.98 的燃烧特性。研究发现, 当加热器的空气流量比例由 40% 增加到 70% 时, 并没有对点火启动特性和燃烧稳定性产生不利的影响, 但是引起燃烧效率下降了 0.03。从侧面验证了在液体火箭发动机燃烧器中增加少量的空气可以提高燃烧稳定性和燃烧效率。

关键词: 三组元空气加热器; 缩尺试验; 燃烧效率

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0026-07

Investigation on sub-scale test of a tri-propellant air heater

LI Xiaoping^{1,2}, XIAO Hong², Lü Fazheng²

(1. Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to master the key technology of stable combustion of the air heater which is a key unit of ramjet ground test system, a new technical scheme of tri-propellant (liquid oxygen/alcohol/air) air heater is proposed so as to realize high-efficiency stable combustion. The sub-scale test for the technical scheme of the air heater was researched. The effects of different air flow proportion on ignition characteristic and combustion performance of the heater were verified. The experimental results show that the heater has reliable ignition, quick start-up, steady burning and better working capacity of variable working condition in wide range, and its combustion efficiency is up to 0.98. It is found in the test analysis that when the air flow proportion of heater increases from 40% to 70%, there is no effect on the ignition characteristic and the combustion stability, but the combustion efficiency decreases by 0.03. On the other hand, it also proves that the increase of a small quantity of air to the combustor in liquid-propellant rocket engine can improve its combustion stability and efficiency.

Keywords: tri-propellant air heater; sub-scale test; combustion efficiency

收稿日期: 2015-08-13; 修回日期: 2015-08-29

基金项目: 国家 863 项目(2012AA702302)

作者简介: 李小平 (1970—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机热结构和冲压发动机地面试验

0 引言

地面试验研究是冲压发动机研制的重要技术途径^[1-2],冲压发动机地面试验主要包括直连试验和自由射流试验。直连试验主要用于发动机燃烧室或燃烧部件的性能研究,自由射流试验主要用于发动机整体(含进气道、燃烧室、供油系统和尾喷管)的性能研究,或者发动机与飞行器的匹配性研究。两种地面试验研究都需要专门的试验设备,在冲压发动机高马赫数试验研究时,需要地面试验设备为发动机提供一定总压和总温、以及氧气含量与空气近似的模拟气流。在冲压发动机试验类型和模拟原则已定的前提下,模拟气流的性能参数可通过发动机飞行马赫数和高度来计算获得。冲压发动机马赫数和高度需要遵从飞行规律,两者有各自匹配的工作范围,通常在飞行高度一定的情况下,随马赫数增加,模拟气流总温需要增加,总压也相应地需要增加;在飞行马赫数一定的情况下,随高度增加,模拟气流总压逐渐减少,总温有增有减。为了在地面试验设备上较真实地模拟冲压发动机飞行状态,就需要空气加热器来模拟发动机实际飞行时马赫数、流量、总温和总压等性能参数。

空气加热器是冲压发动机地面试验设备的关键组件^[3-4]。常用加热空气方式包括电弧加热、蓄热加热、激波加热和燃烧加热等^[5-6]。采用电弧加热空气方式总温可达到5 000 K,可获得较高流量的热空气流,但热空气流中含有离子态的氧和氮,需要电源的功率大,设备成本高;采用锆或铝的卵石床蓄热加热空气方式总温可达2 200 K,生成的热空气流中含有氧化锆、氧化铝等固体粉尘;采用激波脉冲加热方式总温可达到6 000 K以上,但设备流量小、试验时间很短,因此当冲压发动机试验马赫数2~8、需要热空气流量大、试验时间长时,采用加热器直接燃烧燃料方式加热空气。虽然该技术方案生成的热空气流中二氧化碳和水蒸气含量比真实空气高,但它具有加热空气温度范围宽,状态调节方便,设备启动迅速和试验成本低等特点,被广泛应用于冲压发动机地面试验设备上。

地面试验设备根据冲压发动机试验马赫数不同通常采用不同加热器技术方案。针对亚燃冲压发动机,飞行马赫数2~5,要求设备提供热空气的模拟总温低(500~1 200 K),通常将提供给加热器的空气分为两部分,分别用于与燃料组织燃烧和与高温燃气掺混。针对超燃冲压发动机,飞行马赫数4~8,要求设备提供热空气的模拟总温高(1 200~2 400 K),通常提供给加热器的空气全部与燃料组织燃烧,生成满足试验要求的高温空气。本文根据后一种情况,开展了超燃冲压发动机自由射流试验设备空气加热器缩尺试验研究。

1 技术方案

为开展某超燃冲压发动机马赫数6、高度25 km的自由射流试验,对带全尺寸超燃冲压发动机自由射流试验台进行了数值仿真计算。计算结果显示:需要设备提供流量高达100 kg/s的高温、高压模拟空气,依据现有技术基础和条件,最可行的技术方案是采用加热器直接燃烧燃料生成高温、高压热空气,并借助射流喷管的膨胀作用产生满足发动机试验所需的高速空气流。

首先,用压缩机将空气储存在高压气罐内,利用管路、阀门和减压阀等组件将空气按设定流量供入试验台加热器头部空气腔,通过按一定规律排列的直流式喷嘴供入加热器燃烧室。将酒精贮存在高压贮箱中,借助管路、阀门等元器件,利用高压氮气挤压作用将酒精按设定流量供入加热器头部燃料腔,通过离心式喷嘴供入加热器燃烧室。空气和酒精在加热器燃烧室内均匀混合,通过火炬点火器点燃并燃烧,产生大流量的高温、高压热燃气。

其次,由于空气与酒精燃烧会消耗空气中大量的氧气,会导致生成高温、高压热燃气中氧气的含量比真实空气小,随着试验马赫数的增加,这种差别会加大。为了解决这个技术问题,自由射流试验台单独设置了一路液氧供应系统,将液氧用高压氮气按一定流量比例挤入加热器燃烧室,并参与空气和酒精的燃烧过程,这样既保证了加热器生成的模拟气流中氧气质量含量与真实空气相同,又保证燃料在加热器内燃烧生成的燃

气近似为高温、高压空气。

利用射流喷管将加热器燃烧生成的大流量、高温、高压热空气膨胀加速，生成满足超燃冲压发动机试验所需温度、压力和马赫数的高速气流。

通过上面原理描述，超燃冲压发动机自由射流试验台空气加热器类似三组元液体火箭发动机推力室，它不仅具有大流量、高温、高压的工作特点，而且还要解决好液氧、酒精和空气三组元稳定可靠的组织燃烧难题。因此，开展该空气加热器的研制是一项复杂的技术问题。

2 缩尺方法

为了解决大流量、高温、高压空气加热器的研制技术难题，验证液氧、酒精和空气三组元组织燃烧技术方案的合理性，降低空气加热器研制过程的技术风险，对该空气加热器方案进行了缩尺试验研究。缩尺试验研究是技术难度大、系统复杂、风险较高的工程项目常用的一种研究方

法，广泛应用于风洞、燃烧装置等项目工程研发。为了突破该关键技术，本文借鉴液体火箭发动机推力室燃烧特性的研究思路^[7-9]，专门设计了小型空气加热器缩尺件，并进行了缩尺件的点火试验，研究了不同燃烧温度工况的燃烧性能。表 1 列出了空气加热器及其缩尺件的技术指标。

空气加热器缩尺件主要目的是验证液氧、酒精和空气组织燃烧单元方案的合理性，影响其内部能量释放的多少、燃烧动力学过程、以及热力学流动过程最主要因素是燃烧介质种类以及相互之间流量比例关系。在缩尺试验设计时，选择燃烧介质与空气加热器相同，均采用液氧、酒精和空气三种组元，而且保证液氧与酒精流量比例保持一致，同时还保证缩尺件燃烧组织单元结构与全尺寸空气加热器相同。这样可以保证燃烧介质进入燃烧室后，雾化、混合和蒸发过程近似相同，仅仅选择了几个典型燃烧组织单元进行缩尺试验，大大减小了空气加热器的总流量。

表 1 空气加热器及缩尺件技术指标
Tab. 1 Design parameters of full-scale and sub-scale air heater

技术参数	空气加热器	缩尺件	
		状态 1	状态 2
介质	液氧/酒精/空气	液氧/酒精/空气	液氧/酒精/空气
马赫数	6	6	8
流量/(kg·s ⁻¹)	104	3.79	2.64
理论燃烧温度/K	1 940	1 790	2 650
总压/MPa	5.9	1.85	1.64

马赫数是冲压发动机地面试验首要模拟参数，马赫数的模拟偏差对冲压发动机试验性能影响特别大。另外，为了保证地面模拟试验更接近实际飞行状态，马赫数和高度决定模拟气流的总温和总压，在缩尺试验设计时，选择试验马赫数与超燃冲压发动机飞行马赫数近似相等。考虑到试验台空气加热器的燃烧效率，以及模拟来流非标组件的热损失，对缩尺件的理论燃烧温度进行

了调整，缩尺件的燃烧温度为 1 790~2 650 K，覆盖了空气加热器马赫数 6 时对应的燃烧温度 1 940 K。对燃烧器来说，燃气总压影响停留时间和热流密度，总压越高，地面试验系统建设成本大幅增加，缩尺件需要借用别的发动机试验系统进行热试车，既要节省系统费用，又要具有一定模拟真实性，选择缩尺件的室压为 1.85 MPa 和 1.64 MPa 两种状态。

3 热试系统

空气加热器缩尺件的热试充分利用已有燃料供应系统、液氧供应系统、数据采集系统和控制系统等, 新增加空气供应系统和冷却水供应系统, 加上新研制的空气加热器缩尺件及配套的电点火器, 开展了试验件的点火和燃烧特性试验。空气加热器缩尺件试验系统原理见图 1。空气加热器缩尺件采用水平固定安装, 其安装结构见图 2。

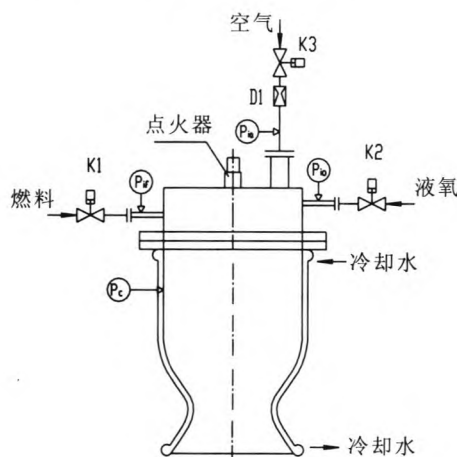


图 1 空气加热器缩尺件的试验系统原理图

Fig. 1 Sketch for test system of sub-scale air heater

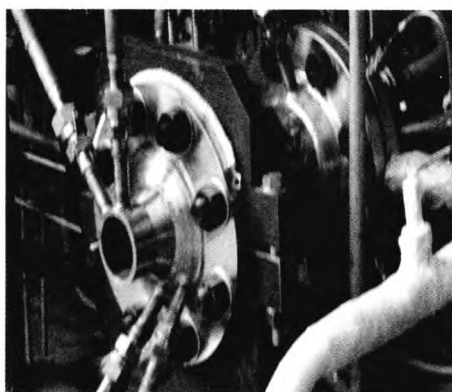


图 2 空气加热器缩尺件的安装结构图

Fig. 2 Installation structure chart of sub-scale air heater

空气加热器缩尺件热试系统原理和配置如下:

1) 空气采用落压式供应方式, 高压空气瓶最高压力可达 15 MPa, 系统由高压气瓶、压力表、过滤器、减压器、音速文氏管和气动截止阀

等组成, 通过减压器和文氏管控制空气的压力和流量。

2) 酒精燃料采用高压氮气挤压供应方式, 系统主要包括酒精贮箱、压力表、过滤器、涡轮流量计、手动截止阀和气动截止阀等, 通过控制酒精贮箱压力保证燃料流量, 燃料贮箱最高承压 10 MPa。

3) 液氧采用高压氮气挤压供应方式, 系统主要包括液氧低温贮箱、压力表、过滤器、涡轮流量计、手动截止阀和气动截止阀等, 液氧贮箱最高承压 10 MPa, 通过控制液氧贮箱压力保证液氧流量, 液氧属低温介质, 在加热器缩尺件点火启动前, 首先要对液氧供应系统的阀门、管路等组件进行充分预冷。

4) 数据采集系统主要采集空气、液氧、酒精、氮气和冷却水的供应压力、温度和流量, 以及加热器缩尺件的喷注压力和室压。

5) 控制系统主要作用是实现空气加热器缩尺件按预定时序启动和关机, 系统运行实现了全自动控制。

4 热试结果及分析

4.1 试验工况参数

空气加热器缩尺件共进行了两个工况热试, 主要目的是验证三组元组织燃烧技术方案的合理性和可行性, 研究加热器在不同模拟总温下的点火和燃烧特性, 工况 1 的燃烧温度高达 2 650 K, 共点火试验两次, 时间分别为 5 s 和 50 s; 工况 2 的燃烧温度为 1 790 K, 试验了一次, 时间为 50 s。缩尺件的具体热试工况参数见表 2。

4.2 燃烧特性分析

图 3 给出了空气加热器缩尺件热试过程中压力随时间的变化曲线。图中横坐标 t 表示试验时间, p 表示压力, p_{io} 表示液氧喷前压力, p_{if} 表示酒精喷前压力, p_{ia} 表示空气喷前压力, p_e 表示缩尺件室压。从图中可以看出, 加热器点火成功后, 室压快速上升, 酒精、液氧和空气的喷注压力也随即爬升, 大约 0.5 s 后室压达到额定值, 在稳态工作时间段, 室压曲线非常平稳, 压力波动小于 1%。

表 2 空气加热器缩尺件的热试参数

Tab. 2 Test parameters of sub-scale air heater

热试状态	室压/MPa	理论燃烧 温度/K	总流量/ (kg·s ⁻¹)	酒精流量/ (kg·s ⁻¹)	液氧流量/ (kg·s ⁻¹)	空气流量/ (kg·s ⁻¹)
工况 1	1.64	2 650	2.64	0.40	1.15	1.09
工况 2	1.85	1 790	3.79	0.29	0.84	2.66

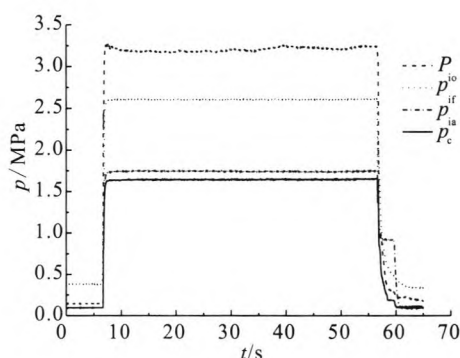


图 3 空气加热器缩尺件热试的压力曲线

Fig. 3 Pressure curves of sub-scale air heater in test

图 4 给出了两种工况缩尺件室压的对比曲线。

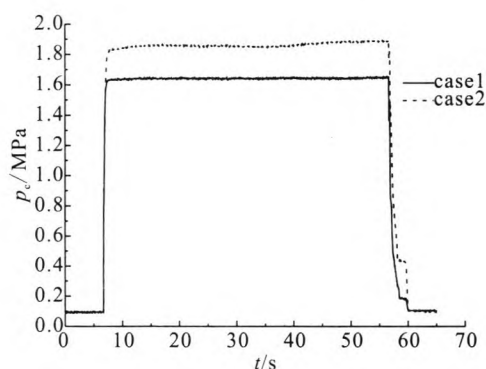


图 4 不同工况空气加热器的室压曲线

Fig. 4 Combustion chamber pressure curves of air heater at different working conditions

两者的理论燃烧温度相差 850 K, 总流量相差 1.2 kg/s。可以看出, 两种状态缩尺件室压开始爬升的时刻基本重合, 启动过程中, 室压爬升速率也基本相同, 空气流量与液氧和酒精总流量

之比在一定范围内变化时, 理论燃烧温度和流量的变化对缩尺件的点火启动过程的影响非常小。试验结果表明, 在相对较宽的温度范围内, 缩尺件可以成功实现液氧、酒精和空气三组元的组织燃烧, 点火可靠, 启动快速, 火焰稳定, 稳态室压平稳, 未出现不稳定燃烧现象。

4.3 点火特性分析

三组元空气加热器点火启动是一个复杂的非稳态过程, 它不仅受到各组元的流态、喷注雾化、蒸发掺混和传热流动等过程的影响, 而且影响着发动机自由射流试验台能否成功启动。液氧是低温介质, 对点火不利, 一方面原因是其喷雾过程会导致燃烧室的初始温度低; 另一方面原因是低温液氧汽化过程需要吸热, 会导致火花塞端头点火能量降低, 不利于引燃周围可燃混合物。大流量空气注入加热器燃烧室, 增加了燃烧室内流动速度, 降低可燃混合物温度和掺混, 给加热器点火及火焰扩散传播带来困难。

为了研究该空气加热器缩尺件的点火启动特性, 定义两个参数: 点火时间 t_i 和着火延迟时间 t_o 。点火时间定义为燃料主阀打开指令时刻到缩尺件室压突跃时刻的间隔, 火花塞在燃料主阀打开前 1 s 通电工作。着火延迟时间定义为缩尺件室压突跃时刻到室压达到 95% 额定值时刻的间隔, 如图 5 所示。

依据文献 [9] 中关于加热器点火启动动态特性的定义, 列出了该三组元空气加热器缩尺件两个试验工况的点火时间和着火延迟时间, 见表 3。发现 2 个试验工况点, 缩尺件的点火时间基本相同, 而着火延迟时间略有差别, 总温越高点火延迟时间越短。

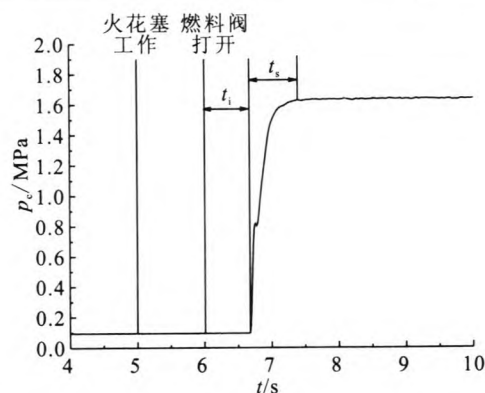


图 5 空气加热器缩尺件的启动阶段典型压力曲线
Fig. 5 Typical pressure curve of sub-scale air heater in start-up phase

表 3 空气加热器缩尺件的热试点火特性对比
Tab. 3 Ignition characteristics comparison of test results of sub-scale heater

热试状态	室压/MPa	总温/K	点火时间/	着火延迟
			ms	时间/ms
工况 1	1.64	2 650	0.68	0.39
工况 2	1.85	1 790	0.69	0.47

4.4 燃烧效率计算

燃烧效率是评估空气加热器燃烧性能的重要指标。参考液体火箭发动机原理, 加热器燃烧效率的计算公式如下

$$\eta_c = \frac{p_c A_t}{m C_{th}^*}$$

式中: p_c 为加热器燃烧室压力, Pa; A_t 为喉部有效面积, m^2 ; m 为加热器总流量, kg/s; C_{th}^* 为理论特征速度, m/s。

根据公式计算得到该空气加热器缩尺件工况 1 和工况 2 点火试验的燃烧效率分别为 0.98 和 0.95。导致两个试验工况的燃烧效率差别存在两个方面的原因: 一是流量配比比例不同, 两种工况对应的燃烧室状态均为富氧燃烧, 对于富氧燃烧随着燃烧总温降低, 燃烧效率会逐渐减小; 二是空气流量的变化, 理论上加入少量空气会加速酒精和液氧的雾化和混合, 进而提高了燃烧效率。但是, 当空气加入比例进一步增加, 燃烧效

率反而下降, 主要原因是加入大量空气会导致燃烧室的气流速度过高, 并大大降低燃烧室的燃烧温度, 从而引起化学反应速率变缓, 燃烧效率减小, 例如该缩尺件工况 1 和工况 2, 空气占总流量的比例分别为 40% 和 70%, 而工况 2 的燃烧效率比工况 1 小 3%。

4.5 燃烧稳定性分析

空气加热器的工程应用中, 首先要解决好燃烧稳定性问题, 才能保证其安全可靠的工作。该空气加热器缩尺件两个试验工况, 燃烧室的压力曲线非常平稳, 压力值的波动小于 1%, 均未出现不稳定的燃烧现象。分析可能的原因是空气参与了液氧/酒精的燃烧过程, 加入空气改变喷注器附近液氧和酒精的雾化性能和混合效果, 进而改变了火焰分布。这一研究结果也从侧面验证了在液体火箭发动机燃烧中适当增加第三种可燃的气态组元可以改善其燃烧稳定性。

5 结论

通过对液氧、酒精和空气三组元空气加热器的缩尺试验研究, 得到如下研究结论: 该空气加热器组织燃烧技术方案可在较大范围变工况下实现高效和稳定地燃烧, 不仅具有点火可靠和启动迅速的特点, 而且具有着火延迟时间小, 燃烧效率高 0.98 的燃烧特性。

本研究也从侧面验证了在液体火箭发动机燃烧器中加入少量空气可大大提高其燃烧效率和燃烧稳定性, 燃烧器加入空气的比例与燃烧效率之间存在一个最佳匹配值, 随着加入空气比例的增加, 燃烧效率先增大后减小。

参考文献:

[1] 刘敬华. 超燃冲压发动机试验研究的国外动态[J]. 推进技术, 2002(3): 46-48.
[2] 钟萍, 陈丽艳, 王颖. 国外高超声速技术焦点领域及相关设备改造综述[J]. 飞航导弹, 2011(10): 17-22.
[3] SMITH C, GARRARD D, JACKSON F. The future and way forward for the aerodynamic and propulsion test unit, AIAA 2006-8049 [R]. Reston, USA: AIAA, 2006.

- [4] YATSUYANAGI N, CHINZEI N, MITANI T, et al. Ramjet engine test facility (RJTF) in NAL-KRC Japan, AIAA-98-1511[R]. Reston, USA: AIAA, 1998.
- [5] 约翰·霍普金斯大学应用物理实验室. 冲压发动机技术(下册)[M]. 李存杰, 付巽权, 司徒明, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [6] 李小平, 葛李虎, 栾希亭. 加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 14-19.
LI Xiaoping, GE Lihu, LUAN Xiting. Application of heater in ramjet test[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(3): 14-19.
- [7] 洪流. 未来运载器液体火箭发动机推力室技术研究[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 59-64.
HONG Liu. Study of liquid rocket engine thrust chamber technology in the future [J]. Journal of rocket propulsion, 2003, 29(3): 59-64.
- [8] 吴宝元, 葛李虎, 谭永华, 等. 富氧预燃室高压缩尺试验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 104-108.
- [9] 李清廉, 李庆, 王振国. 氧气/醇类燃气发生器启动过程试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 13-18.
LI Qinglian, LI Qing, WANG Zhenguo. Experimental research of the start-up process of gaseous oxygen/ethanol gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2010, 36(1): 13-18.
- [10] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [11] 黄玉辉, 王振国, 周进. 三组元发动机燃烧稳定性试验[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 71-73.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 25 页)

针对后续电推进发展的需求, 将开展毛细管和比例阀流量控制器, 以及小型化电磁阀的研制。

参考文献:

- [1] DAVID M P. Continuing development of the proportional flow control valve (PFCV) for electric propulsion systems [C]// 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 346.
- [2] MATTICARI G, NOCI G E, SICILIANO P. New generation propellant flow control components for electric propulsion systems: status of achievements at Alcatel Alenia Space Italia/Laben-Proel [C]// 29th International Electric Propulsion Conference. Princeton, USA: IEPC, 2005: 23.
- [3] 汤惠萍, 谈萍, 康小录, 等. 节流及微流量精确控制用金属多孔材料芯体的制备方法[Z]. ZL 200710018593.4.
- [4] GEORGE R. The NASA evolutionary xenon thruster (NEXT): the next step for U.S. deep space propulsion, IAC-08-C4.4.2[R]. US: NASA, 2008.
- [5] 许建文. 微流量固定流量控制器[P]. 申请号 200920195159.8. 授权公告号 CN 201521513 U.
- [6] KENICHI K, MASAFUMI I, HIRPKI K, et al. ETS-VIII ion engine and its operation on orbit [C]// 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, USA: IEPC, 2009: 048.
- [7] MILLIGAN D, GESTAL D, CAMINO O, et al. SMART-1 electric propulsion operational experience [C]// Proceedings of the 29th IEPC. Princeton, USA: IEPC, 2005.

(编辑: 王建喜)