

文章编号:1000-8055(2011)09-2021-06

N₂O 微推力器结构改进的仿真与试验分析

韩 乐, 李 茂, 方 杰, 孙 威, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 主要考虑影响比冲的温度因素,在原有 N₂O 微推力器结构上提出了改进方案,对改进前后 N₂O 微推力器推力室进行了三维流动传热耦合仿真,并采用改进后 N₂O 微推力器开展催化分解试验研究. 对比分析后发现减少推力室向外的热量传递能维持较高的分解气体温度,从而利于提升 N₂O 微推力器比冲,并得到了影响微推力器比冲的结构参数,研究工作为 N₂O 微推力器的优化设计提供了有益参考.

关 键 词: N₂O 微推力器; 结构设计; 流场仿真; 催化分解; 比冲

中图分类号: V431

文献标志码: A

Simulation and experimental analysis of structure improvement for nitrous oxide micro-thruster

HAN Yue, LI Mao, FANG Jie, SUN Wei, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Many investigations were made on micro-thruster using nitrous oxide (N₂O). Based on the obtained results, the impact of the temperature on the specific impulse of the thruster was analyzed. An improved solution was presented to optimize the structure design of the former thruster. Both flow field simulation and experiment test of the improved device were carried out to compare with the result of the previous one, whereby the correlation between the structure and specific impulse was acquired. The results can provide some references for the research of the nitrous oxide micro-thruster.

Key words: nitrous oxide micro-thruster; structure design; flow field simulation; catalytic decomposition; specific impulse

随着航天技术的发展,微推力器在航天器方面的应用十分广泛^[1-2].微推力器可以实现精确冲量控制并用于精确控制飞行器姿态,具有体积小、响应速度快、可靠性高等特点.微推力器可有多种工质,传统微推进常用冷气推进,工质主要采用氮气,廉价无毒,但比冲较低;化学推进则基于肼等有毒、易燃推进剂.随着世界各国对环保问题的关注,采用氧化亚氮(N₂O)这一无毒推进剂,可以突破传统微推进工质限制并改善推进效率,是当前微推进领域一个新的发展趋势^[3].

英国萨瑞大学和美国阿拉巴马大学,以及 SpeceDev 公司、Xcor 公司和国内多家科研机构已经开展了 N₂O 在微推进理论和试验方面的研究,并分别取得了一定的成果.其中,北京航空航天大学从 2005 年开始至今,已经在 N₂O 微推进系统设计、N₂O 催化分解热力计算、N₂O 微推力器内外流场仿真计算、N₂O 微推力器结构设计及试验等方面开展了一系列的研究^[4-12].

针对 N₂O 微推力器前期已开展的试验研究分析,发现微推力器比冲与 N₂O 分解气体温度及

收稿日期:2010-10-24; 修订日期:2010-12-13

作者简介:韩乐(1985—),男,湖北黄冈人,博士生,主要从事真空羽流、空间微推进研究.

喷管扩张比有密切关系. 在微推力器喷管扩张比等设计参数不变的情况下, 随着分解气体温度的提高, 比冲值也逐步提升. 为得到较高的比冲性能, 应努力寻求更高的分解气体温度^[11]. 由于 N_2O 自维持分解^[3] 特点, 催化剂决定催化分解启动温度^[4,10-11], 而微推力器结构则直接影响其分解气体温度高低. 据上述推力器比冲与分解气体温度关系, 在相同设计参数下, 推力室分解气体温度及压力能反映推力器结构优劣, 并间接说明推力器比冲高低. 文献^[11] 中热试仅对推力器催化室做了简单的热处理, 大量热量从推力室裸露的前后法兰盘及传感器接管嘴处散发. 故合理设计微推力器结构, 减少其向外界热量传递是提升微推力器比冲的有效措施.

本文在原有 N_2O 微推力器结构上提出了改进方案, 对改进前后 N_2O 微推力器推力室进行了三维流动传热耦合仿真, 采用改进后 N_2O 微推力器开展催化分解试验研究, 通过改进前后仿真与试验结果的对比分析, 验证了仿真方法的可行性, 得到了影响微推力器比冲的结构参数, 为后续的研究工作提供了有益参考.

1 微推力器结构及参数介绍

本文仿真及试验研究涉及两组微推力器, MicT01 和 MicT02 为改进后编号, 08MicT01 和 08MicT02 为改进前编号. 主要设计参数如表 1 所示, 其中 D 为催化床直径, L 为催化床长度, d 为喷管喉径, ϵ 为喷管扩张比.

表 1 微推力器主要设计参数

Table 1 Design parameters of micro-thrusters

编号	D/mm	L/mm	d/mm	ϵ
MicT01	8	35	0.5	100
08MicT01				
MicT02	10	25	1.55	100
08MicT02				

改进前后微推力器试验件如图 1 所示, 推力室结构可参考图 2 的几何模型. 改进前微推力器催化室和推力室通过法兰连接, 推力室裸露在外, 壁厚与表面积较大, 热试前没有包覆.

改进后微推力器去掉法兰, 分解室和推力室设计为一体, 减小了壁厚, 微推力器体积与表面积也随之减小. 开展热试前, 在推力器表面缠绕由石

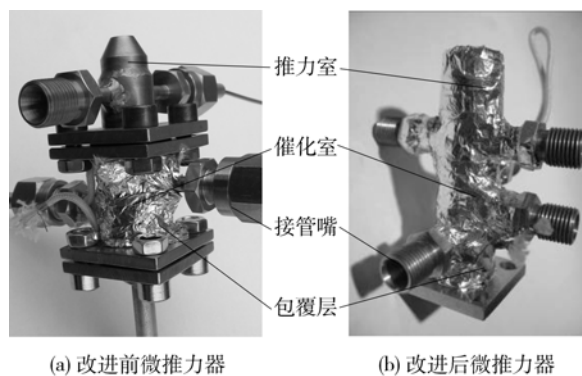
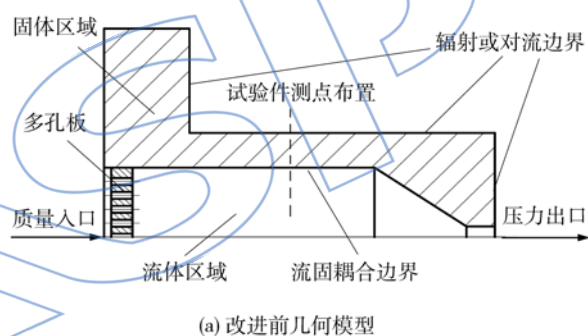


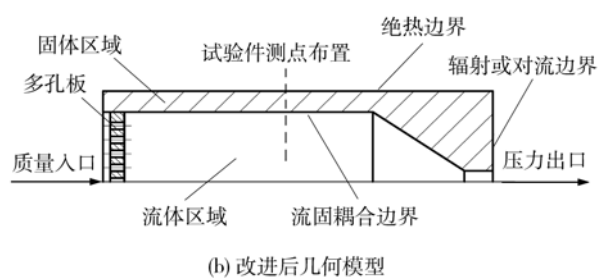
图 1 改进前后微推力器试验件

Fig. 1 Photos of original and improved micro-thrusters

棉布和铝箔纸构成的包覆层, 以减少微推力器表面向外的热量传递. 前后两组试验件结构材料均为 1Cr18Ni9Ti.



(a) 改进前几何模型



(b) 改进后几何模型

图 2 改进前后微推力器几何模型对比

Fig. 2 Geometric models contrast of original and improved micro-thrusters

2 仿真分析

2.1 计算模型

对改进前后微推力器推力室进行三维流动传热耦合仿真, 由于对称性, 模型均采用 1/4 进行计算. 仿真计算基于 Fluent 密度求解器, 通过求解流动方程、湍流方程以及传热方程, 得到不同工况下的仿真结果.

2.2 几何模型及边界条件

微推力器几何模型如图2所示. 由于两组推力器结构不同, 几何模型及边界条件也有所区别. 改进前微推力器有法兰连接结构, 设置推力室内壁面为耦合边界. 法兰和推力室外壁面无包覆, 在真空环境下, 该边界设置为辐射边界; 在大气环境下, 则设置为辐射及对流边界.

改进后微推力器无法兰结构, 设置推力室内壁面为耦合边界. 催化室及推力室外完全包覆, 喷管外端面无包覆, 在真空环境下, 推力器外壁面设置为绝热边界, 喷管端面设置为辐射边界; 在大气环境下, 外壁面仍绝热, 喷管端面则设置为辐射及对流边界. 根据试验件温度传感器及压力传感器的接管嘴位置, 在模型对应位置也布置测点, 以输出推力室温度及压力参数.

两组微推力器边界设置如表2所示, 由于改进前后催化室参数一致, 故设置相同的推力室入口条件. 其中 $\dot{m}$ 表示推进剂流量, t_i 表示推力室入口气体温度, t 表示环境温度.

表2 微推力器边界条件

Table 2 Boundary conditions of micro-thrusters

编号	$\dot{m}/(\text{g/s})$	$t_i/^\circ\text{C}$	$t/^\circ\text{C}$
MicT01 08MicT01	0.1	1000	15
MicT02 08MicT02	0.55	1180	15

2.3 仿真结果及分析

两组微推力器在流量分别为 0.1 g/s 和 0.55 g/s 情况下的典型仿真结果云图切片分别如图3和图4所示. 图中 t_c 表示推力室分解气体温度, 云图切片为微推力器推力室内流体温度的轴向分布, 改进前后两组微推力器的仿真结果对称分布于轴向.

分析单个仿真结果, 据轴向温度切片分布易得, 相对于入口气体温度, 推力室至喷管沿轴向的分解气体温度会有所降低, 主要有三方面原因: 高温气体工质通过多孔板小孔后的膨胀损失; 固体区域外壁面对外界环境的辐射或对流换热; 气体流动的黏性损失.

对比改进前后两组微推力器的仿真结果, 不难发现, 在流量为 0.1 g/s 以及 0.55 g/s 情况下, 改进结构后的微推力器比改进前具有更高的推力

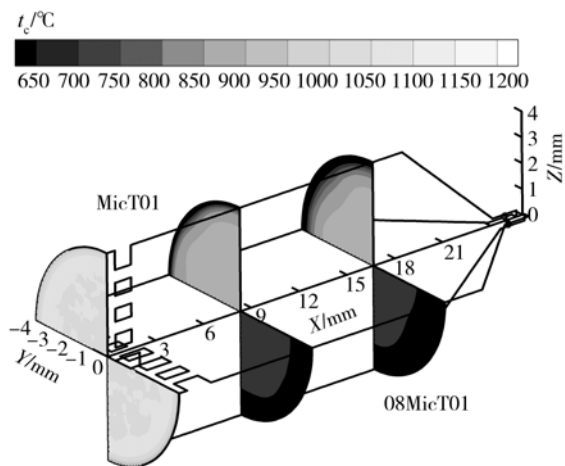


图3 流量为 0.1 g/s 情况下改进前后推力室轴向温度云图切片对比

Fig. 3 Temperature simulation contrast of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.1 g/s

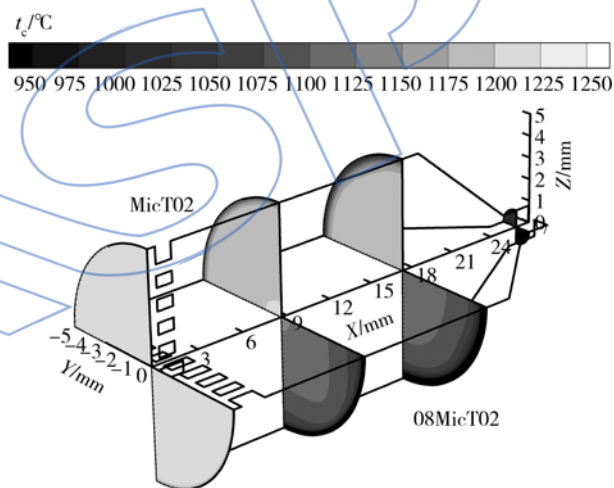


图4 流量为 0.55 g/s 情况下改进前后推力室轴向温度云图切片对比

Fig. 4 Temperature simulation contrast of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.55 g/s

室分解气体温度. 两者的区别主要在于三点: 有无法兰结构、有无包覆结构、两者壁厚. 法兰结构体积和表面积较大, 故热容较大, 从推力室流体区域吸收热量也较多; 固体外壁面没有进行包覆处理, 向外界辐射了较多热量; 壁厚越大, 热容越大, 吸收流体热量越多. 参考表3和表4中的仿真结果, 在测点布置相同的情况下, 改进后的 MicT01 比改进前分解气体温度提升约 300 $^\circ\text{C}$, 改进后的 MicT02 比改进前分解气体温度提升约 140 $^\circ\text{C}$, 说明了上述结构因素的区别对分解气体温度的影响.

基于上述分析,改进前微推力器向外界传递热量较多,而改进后的向外界传递热量较少;改进前的微推力器推力室分解气体温度和压力较低,改进后的分解气体温度和压力则有所提升.由于维持了较高的分解气体温度,微推力器比冲也得到了提高.所以据仿真分析,影响微推力器比冲的结构因素包括:法兰结构、包覆层和壁厚.

3 试验分析

3.1 试验系统

N_2O 微推力器真空试验系统由 N_2O 供应系统、真空舱与推力架系统、试验件系统、测控系统四部分组成.其中 N_2O 供应系统主要由 N_2O 气瓶、 N_2O 减压器、质量流量计、声速喷嘴、电磁阀组成,供应系统原理如图 5 所示.

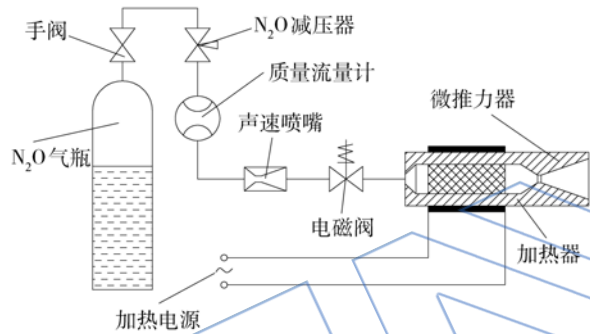


图 5 N_2O 供应系统原理图

Fig. 5 Basic diagram of N_2O provision system

对改进后 N_2O 微推力器试验件开展了催化分解试验研究,前后两次热试参数基本一致.由于 N_2O 自维持分解特性,给定一定初始分解能量后,无需继续进行能量输入,反应便能持续下去, N_2O 催化剂则能大幅降低该反应的初始能量输入.关于催化剂对 N_2O 微推力器性能的影响主要在于催化床长度及床载^[11],为保证催化剂不对两组试验件热试产生影响,对应初始条件应保持一致.改进前后微推力器催化床长度与直径相同,前后热试催化床初始温度均为 350°C ;流量分别为 0.1 g/s 和 0.5 g/s ;热试时间维持在 100 s 左右.通过在试验件上布置相关温度、压力传感器,得到了改进后微推力器推力室分解气体温度、压力等主要参数,并与改进前测量结果进行了对比.

3.2 试验结果及分析

08MicT01 和 MicT01 在流量为 0.1 g/s 情况下的试验结果如图 6 所示,08MicT02 在流量为 0.55 g/s 和 MicT02 在流量为 0.5 g/s 情况下的试

验结果如图 7 所示,两组热试结果都基本达到稳态.

图 6 和图 7 中 $V-t_c$ 和 $V-p_c$ 表示改进后微推力器真空工况下推力室分解气体温度和压力, $A-t_c$ 和 $A-p_c$ 表示改进后大气工况下推力室分解气体温度和压力, $08-t_c$ 和 $08-p_c$ 则表示改进前微推力器大气工况下推力室分解气体温度和压力.图 6 包括大气-大气、真空-大气两个阶段的对比,图 7 直接列出真空-大气阶段的对比.

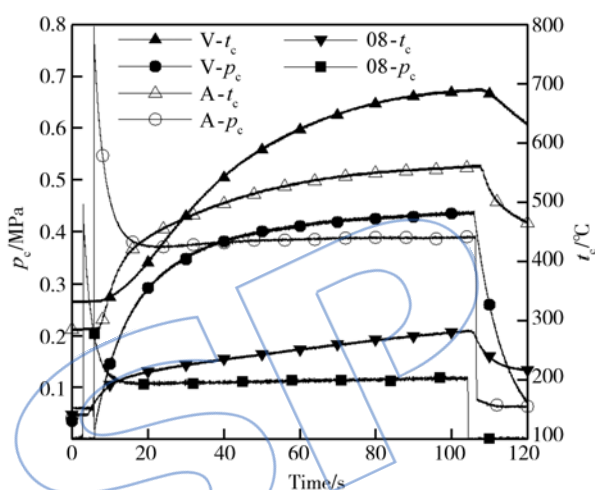


图 6 08MicT01 和 MicT01 在流量为 0.1 g/s 情况下试验结果对比

Fig. 6 Experiment results contrast of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.1 g/s

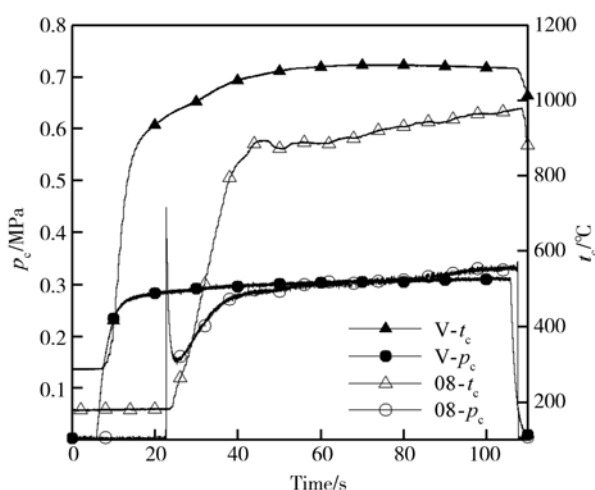


图 7 08MicT02 在流量为 0.55 g/s 和 MicT02 在流量为 0.5 g/s 情况下试验结果对比

Fig. 7 Experiment results contrast of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.55 g/s and 0.5 g/s respectively

图6和图7中 $A-p_c$ 和 $08-p_c$ 初始压力尖峰与试验系统的供应管路相关. 改进前热试在大气环境下进行, 但改进后则需要工作在真空环境下. 通过对之前适用于大气工况的试验系统进行改进, 将声速喷嘴放在电磁阀之后, 能防止电磁阀开启时管路中气体压力突然增大. 该措施消除了供应管路中初始压力尖峰, 并使之能适用于真空环境. 两图中 $V-p_c$ 均为真空环境下热试压力曲线, 无初始压力尖峰.

图6中 MicT01 和 08MicT01 的试验结果包括大气-大气、真空-大气两个阶段对比, 分别讨论如下: 在大气环境下, 相比于 08MicT01, 改进后 MicT01 的推力室分解气体温度和压力均有大幅度提升. 由于前后两次热试的试验系统及工况完全相同, 区别仅在于微推力器结构, 说明微推力器结构影响了其性能. 改进前后的结构区别包括法兰、包覆层和壁厚, 改进后的微推力器通过去掉法兰、增加包覆层、减少壁厚来减少推力器向外界的热量传递, 从而维持了较高的分解气体温度而提升微推力器比冲, 说明上述微推力器三点结构因素对微推力器比冲的影响成立.

分析图6中 MicT01 在真空与大气环境下的推力室分解气体温度和压力曲线表明: 对同一微推力器, 真空环境下的推力室分解气体温度和压力高于大气环境. 由于该情况下研究对象相同, 仅工作环境不同, 两者区别为: 大气环境下同时存在辐射换热及对流换热, 真空环境下仅有辐射换热. 所以 MicT01 在大气环境下向外界传递了较多热量, 在真空环境下则传递得较少, 并且 MicT01 在真空环境下分解气体温度高, 相应比冲也高于大气环境, 从这方面也说明了减少微推力器向外界的热量传递, 有利于提升微推力器比冲.

MicT02 和 08MicT02 的热试结果如图7所示, $08-p_c$ 产生压力尖峰原因同上. 分析两者热试曲线易发现, 08MicT02 在流量为 0.55 g/s 和 MicT02 在流量为 0.5 g/s 情况下, MicT02 的推力室分解气体温度略高于 08MicT02, 而两者压力相当. 说明改进前结构向外传递的热量多, 改进后则减少了这部分热量传递. 后者维持了较高的分解气体温度, 具有更高的比冲, 相关结论与图6分析一致.

4 仿真与试验结果对比及讨论

两组微推力器改进前后仿真与试验结果对比见表3和表4, 表中涉及两组推力器在不同流量、

不同环境下的推力室分解气体温度及压力. 仿真结果的输出测点位置如图3, 该测点与试验件接管嘴位置一致. 由于实际热试中相关影响因素, 包括接管嘴与传感器等向外界传递的热量, 以及实际包覆层辐射的热量等, 相比于仿真结果, 试验结果中推力室分解气体温度和压力均有所偏低.

表3中包含大气-大气、真空-大气两个阶段的对比. 从表中推力室分解气体温度及压力数据易得, 无论从仿真还是试验角度, 都说明微推力器结构决定了推力室分解气体温度, 从而影响推力器的比冲. 表4中两个推力器的流量有细微差别, 但改进后的推力室分解气体温度高于改进前, 压力则与之相当, 相关结论一致. 另外结合仿真与试验结果, 从试验角度也验证了仿真结果的符合程度, 说明了仿真方法的可行性.

表3 08MicT01 和 MicT01 在流量为 0.1 g/s 情况下仿真及试验结果

Table 3 Simulation and experiment results of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.1 g/s

编号	$\dot{m}/(\text{g/s})$	工况	类型	$t_c/^\circ\text{C}$	p_c/MPa
MicT01	0.1	真空	仿真	784.2	0.484
			试验	691.7	0.439
		大气	仿真	645.2	0.428
			试验	562.1	0.391
08MicT01	0.1	大气	仿真	363.7	0.159
			试验	284.9	0.122

表4 08MicT02 在流量为 0.55 g/s 和 MicT02 在流量为 0.5 g/s 情况下仿真及试验结果

Table 4 Simulation and experiment results of original and improved micro-thrusters under the mass flow of 0.55 g/s and 0.5 g/s respectively

编号	$\dot{m}/(\text{g/s})$	工况	类型	$t_c/^\circ\text{C}$	p_c/MPa
MicT02	0.5	真空	仿真	1157.4	0.406
			试验	1096.1	0.325
08MicT02	0.55	大气	仿真	1019.5	0.359
			试验	980.4	0.345

5 结 论

通过对改进前后 N_2O 微推力器仿真与试验的对比分析, 结果表明:

1) 仿真与试验结果的一致性,说明三维流动传热耦合仿真对于研究向外界传递热量的微推力器具有一定参考。

2) 影响 N_2O 微推力器比冲的结构因素包括法兰结构、包覆层、壁厚;减少推力室结构向外界热量传递利于提升微推力器比冲。

3) 为减少微推力器本身热容及与外界环境换热量, N_2O 微推力器设计应朝着一体化、体积小、与外界接触面小的方向发展。

参考文献:

- [1] Norman C, Tefvik G. A review of micro propulsion technology[R]. AIAA 2003-670, 2003.
- [2] Jeffrey G R, Raymond J S, Manuel M S. Micro propulsion system selection for precision formation flying satellites [R]. AIAA 2001-3646, 2001.
- [3] Zakirov V A, Lawrence T J, Sellers J J, et al. Nitrous oxide as a rocket propellant for small satellites[R]. France: Proceedings of the 5th International Symposium on Small Satellite Systems and Services, 2000.
- [4] FANG Jie, SUN Wei, LI Mao, et al. An update to nitrous oxide micro-thruster research[R]. AIAA-2009-5203, 2009.
- [5] 方杰, 田辉, 蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统及其喷管流场的初步研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 495-498.
FANG Jie, TIAN Hui, CAI Guobiao. Preliminary study on a N_2O micro propulsion system and its nozzle flow field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 495-498. (in Chinese)
- [6] Zakirov V A, LI Luming. Propulsion challenges for small spacecraft 2005 [J]. Tsinghua Science and Technology, 2006, 11(5): 507-514.
- [7] Tiliakos N, Tyll J S, Herdy R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine[R]. AIAA 2001-3258, 2001.
- [8] Gibbon D, Paul M, Smith M, et al. The use of liquefied gases in small satellite propulsion systems[R]. AIAA 2001-3246, 2001.
- [9] Arves J P, Jones H S, Kline K, et al. Development of a N_2O /HTPB hybrid rocket motor[R]. AIAA 97-2803, 1997.
- [10] 孙威, 方杰, 郑力铭, 等. N_2O 微推力器性能及喷管热结构分析[J]. 火箭推进, 2008, 34(5): 5-9.
SUN Wei, FANG Jie, ZHENG Liming, et al. N_2O micro-thruster performance and the nozzle thermo-structure analysis[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(5): 5-9. (in Chinese)
- [11] 孙威, 方杰, 蔡国飙, 等. N_2O 单组元微推力器性能分析及试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(12): 1469-1472.
SUN Wei, FANG Jie, CAI Guobiao, et al. Performance analysis and experimental research on nitrous oxide monopellant micro-thruster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1469-1472. (in Chinese)
- [12] 孙威, 方杰, 张佳, 等. N_2O 单组元推力器预热过程有限元分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2152-2156.
SUN Wei, FANG Jie, ZHANG Jia, et al. Finite element analysis on preheating process of N_2O monopropellant thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2152-2156. (in Chinese)