

文章编号:1000-8055(2013)03-0556-05

内加热式 N_2O 单组元推力器预热过程仿真与试验

吴 靖, 孙 威, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了提高 N_2O 单组元推力器预热效果, 对推力器结构做出改进, 引入内加热的预热模式. 在模拟真空环境下开展了内加热式推力器预热试验, 以 10 W 功率加热 5 800 s, 使催化剂温度达到 260 °C (533 K), 证明了内加热模式的可行性及优越性. 开展了内加热式 N_2O 单组元推力器系统的三维建模, 并利用有限元软件对推力器预热过程进行了分析, 得到了推力器结构温度场随时间的变化情况. 数值分析结果与试验数据吻合良好, 验证了所用仿真模型的准确性. 进一步对简化结构后的内加热式推力器在模拟太空环境下分别施加 10, 5, 3 W 加热功率时的预热过程开展了数值仿真研究, 结果表明: 10 W 和 5 W 加热功率能使催化剂在 3 600 s 内达到工作温度 250 °C, 可为 N_2O 单组元推力器的实际应用提供参考.

关 键 词: N_2O ; 单组元推力器; 内加热; 预热; 有限元分析

中图分类号: V439.7

文献标志码: A

Simulation and experiment for preheating process of N_2O monopropellant thruster with inner-heater

WU Jing, SUN Wei, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: In order to promote the preheating effect of N_2O monopropellant thruster, the structure of the thruster was improved and inner-heating mode was set up. The preheating experiment of the thruster with inner-heater was conducted in a vacuum chamber, and the catalyst was heated to 260 °C (533 K) with 10 W after 5 800 s, confirming the feasibility and advantage of the inner-heating mode. 3-D model of the thruster was built and finite element software was utilized to analyze the preheating process. Time-dependent temperature field of the structure was obtained. Numerical result agrees well with the experimental data, which demonstrates the accuracy of the simulation model. Then a simplified system model of the thruster with inner-heater was designed and 10, 5, 3 W power were utilized to simulate the preheating process in space environment. The result shows that the catalyst will be heated to 250 °C with 10 W and 5 W power in 3 600 s, which can provide some references for the practical application of N_2O monopropellant thruster.

Key words: N_2O ; monopropellant thruster; inner-heating; preheating; finite element analysis

随着现代工业技术和电子技术的发展, 世界航天界兴起了发展微型航天器的热潮. 目前, 应用

于微、小卫星的推进系统主要有冷气推进、基于肼的推进、固体微推进及电推进等等. 这些推进系统

收稿日期: 2012-04-10

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.556_012.html

作者简介: 吴靖 (1986—), 男, 福建三明人, 博士生, 主要从事真空羽流试验研究.

发展较为成熟,有自己的优势及应用空间,但也存在一些缺点。如冷气推进比冲低(一般只有 60 s 左右);因为肼有毒,基于肼的推进对环境造成污染,且安全防范要求高;固体微推进同样需要较高的安全防范,且只能单次启动;电推进往往需要较高的功率^[1-3]。为了突破传统微推进系统的限制、改善微推进效率,采用 N_2O 作为推进剂,是当前微推进领域一个新的发展趋势^[4-6]。但现有的 N_2O 单组元推力器的缺陷在于无法做出快速响应,需要将催化剂预热至一定温度时 N_2O 才能进行催化分解反应。因此,对 N_2O 单组元推力器的预热过程进行全面透彻的分析和试验,是非常有必要的。在已经进行的预热过程研究中,主要是对外加热式的推力器进行仿真和试验^[7-14]。但由于外加热时热量首先向推力器身部进行传导,再由推力器向催化剂传导,而催化剂呈颗粒状,与推力器身部未完全接触,接触热阻较大,从而削弱了推力器向催化剂的热传导,使加热效率较低,因而考虑用内加热棒从催化床内部直接对催化剂进行加热,以减小热损失并缩短加热时间。

在实际进行的地面真空试验时,外加热在额定的 10 W 功率时无法将催化剂加热至反应启动温度 250 °C (523 K),而使用内加热方式进行预热试验时,则达到了这一目标。对真空环境下内加热式 N_2O 单组元推力器的实际预热过程进行建模和有限元分析,在仿真过程中考虑接触热阻对传热的影响,通过与试验数据的对比验证了仿真的有效性和可行性;再根据实际情况设计一种可能的工程样机,对简化后的模型进行仿真计算,为 N_2O 单组元推力器的工程实用化提供理论依据。

1 试验系统及预热模型

1.1 推力器试验系统

N_2O 单组元推力试验系统如图 1 所示。推力器的材料为不锈钢 1Cr18Ni9Ti,包覆一定厚度的高硅氧隔热布,外侧贴上一层铝箔减少辐射散热,推力器通过不锈钢支架固定在推力测试台架的支座上。整个推力测试试验系统置于真空舱内。其中推力器结构剖面图(未包含保温包覆材料)如图 2 所示。

1.2 预热模型

对实际的测试试验系统进行合理的简化:忽略离推力器较远的推力测试台架及温度传感器和推进剂输送导管,对部分形状较为复杂的部分作等效体积变换。其余部分均按照实际尺寸进行三

维建模,如图 3 所示。建模后对各部分进行网格划分,采用适应性较强的三角锥网格。各部分结构的材料及属性如表 1 所示。

1.3 边界条件及初始条件

计算时采用以下条件及假设:

- 1) 环境温度与材料初始温度均为 25 °C (与试验情况相同),环境温度保持不变;
- 2) 加热功率转化为体积生热率,作用在内加热器所在的体积上;
- 3) 模型各个外表面均按照各自材料的发射率向环境进行辐射散热,忽略模型表面间的辐射换热;
- 4) 由于催化剂为颗粒状,考虑其与推力器的接触热阻,取接触热导为 300 W/(m² · K)^[15]。忽略其余材料间的接触热阻。

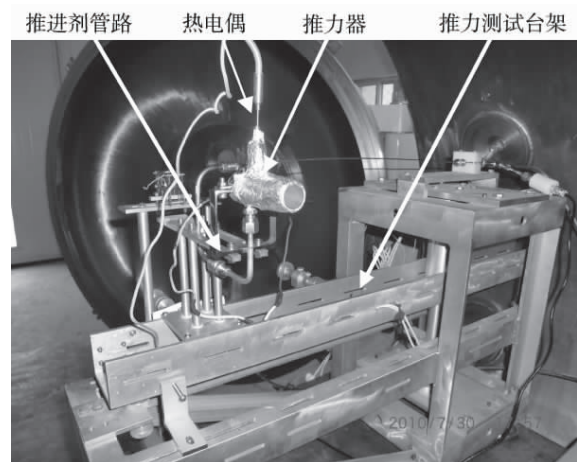
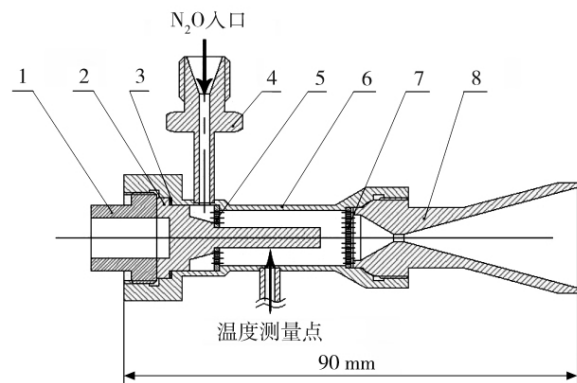


图 1 N_2O 单组元推力器试验系统

Fig. 1 N_2O monopropellant thruster experiment system



1 堵头; 2 加热器; 3 垫圈; 4 N_2O 入口接管嘴; 5 前垫圈; 6 推力室壳体; 7 后垫圈; 8 喷管

图 2 N_2O 单组元推力器结构剖面图

Fig. 2 Section structure of N_2O monopropellant thruster

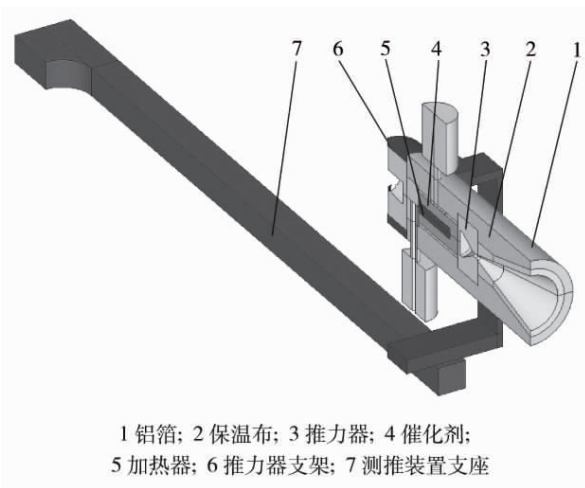
图 3 N_2O 单组元推力器试验系统三维简化模型Fig. 3 Simplified model of N_2O monopropellant thruster experiment system

表 1 各部分结构材料属性

Table 1 Martial properties of each part

部分	材料	密度 $\rho/$ (kg/m^3)	比定压 热容 $c_p/$ ($\text{J}/\text{kg} \cdot \text{K}$)	热导率 $\lambda/$ ($\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$)	表面 发射率 ϵ
1	铝箔				0.1
2	高硅氧布	895	1323	0.035	
3,5,6	1Cr18Ni9Ti	7930	502	16.3	0.35
4	催化剂	3965	934	25.8	
7	硬铝	2710	921	155	0.2

1.4 控制方程及数值方法

使用瞬态热分析方法对预热过程进行数值仿真。根据能量守恒定律,瞬态热平衡可以用矩阵形式表示为

$$C\dot{T} + KT = Q \quad (1)$$

式中 K 为传导矩阵(包含热传导系数、辐射系数及形状系数); C 为比热矩阵,考虑系统内能的增加; T 为节点温度向量; $\dot{T}$ 为温度对时间的导数; Q 为节点热流率向量(包括热生成)。

2 试验过程与数值仿真

N_2O 单组元推力器系统进行真空预热试验时,以 10 W 功率加热 5 800 s,催化床中部的热电偶温度升至 260°C (533 K);随后加大功率至 13.5 W 时,热电偶温度上升至 315°C (588 K)。通过试验结果可以得知:内加热棒直接对催化床进行加热,减小了热损失,预热效果好,在小功率下能够

将催化剂加热至工作温度。而使用外加热器进行预热试验时,由于加热器首先对推力器身部进行加热,且推力器与催化剂的接触热阻又影响了它们之间的热传导,使得试验过程中用 10 W 功率无法将催化剂加热至工作温度。因此,内加热方式的效果明显好于外加热方式。

对仿真模型进行相同时序的瞬态计算,得到的温度场分布云图如图 4 所示。试验和计算所得热电偶所在位置的温度随时间变化的曲线如图 5 所示,可以看出,仿真结果与实际试验结果基本吻合(试验 7 800 s 后断开加热电源,温度下降),证明了仿真模型的准确性。

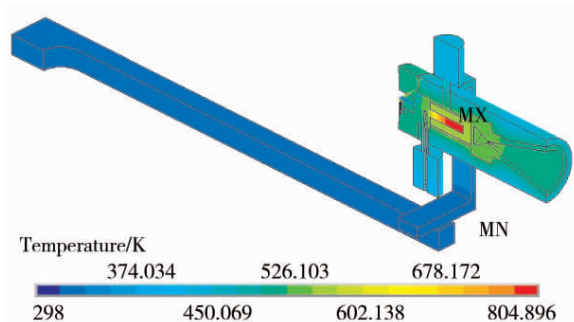
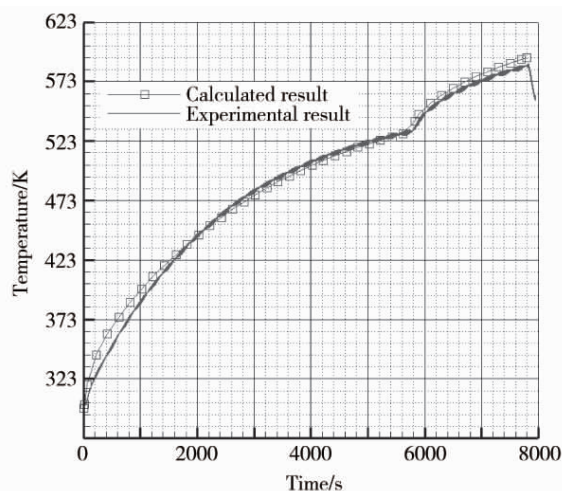
图 4 N_2O 单组元推力器系统预热 7 800 s 后温度场云图Fig. 4 Temperature contour of N_2O monopropellant thruster experiment after 7 800 s preheating

图 5 10 W 功率预热过程计算与试验数据对比

Fig. 5 Comparison between calculated and experimental results of 10 W power preheating process

3 工程样机的仿真设计及预热计算

在地面条件下对 N_2O 单组元推力器进行测试试验时,由于要对推力、压力、温度等物理量进行测量以验证是否达到指标要求,设计试验件时

需考虑推力器与推力测试台架的固定,压力、温度传感器的连接等,这些因素导致试验件增加了额外的体积和质量,造成散热的增大.为了更好地模拟 N_2O 单组元推力器应用后的实际工况,设计一种可能的工程样机,对其在太空中的预热过程进行仿真计算研究.

设计时保持催化床床载不变的原则,保持推力器内形不变,去除温度传感器接管嘴,精简固定部分,保证强度和制造工艺可行的前提下可将推力器的装配部分改为焊接或一体式加工,减少体积.设计的推力器简化模型如图6所示.

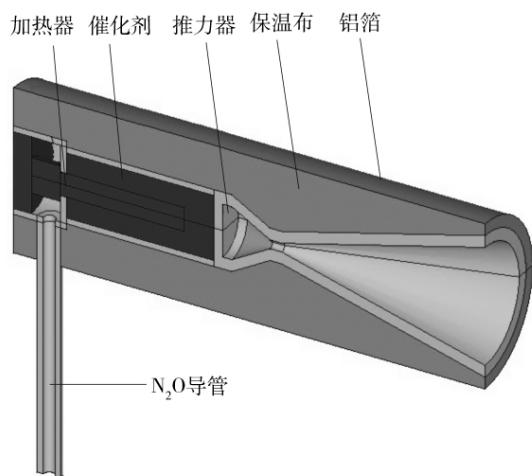


图6 N_2O 单组元推力器工程样机简化模型

Fig. 6 Simplified model of N_2O monopropellant thruster prototype

对模型进行网格划分,设初始环境温度条件太空环境温度为 -269°C (4 K),推力器初始温度为 0°C (273 K),各辐射表面均覆盖铝箔,发射率取 0.1,其余边界条件同 2.3 节.分别施加 10, 5, 3 W 的功率加热 3600 s. 计算得到的催化床的温度分布如图7至图9所示,3 W 加热功率对应的催

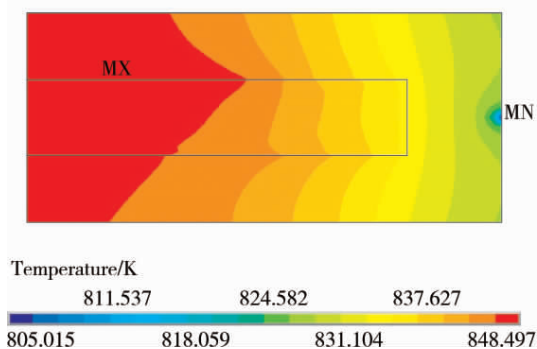


图7 加热功率 10 W,加热 3600 s 后催化床的温度分布

Fig. 7 Temperature contour of catalyst bed after heating 3600 s with 10 W power

化床温度最低点的温度分别为 532°C (805 K), 264°C (537 K) 和 159°C (432 K). 催化床温度最低点加热过程的温度对比如图10所示. 经过地面试

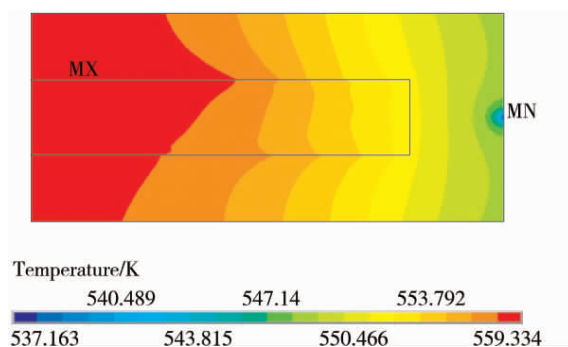


图8 加热功率 5 W,加热 3600 s 后催化床的温度分布

Fig. 8 Temperature contour of catalyst bed after heating 3600 s with 5 W power

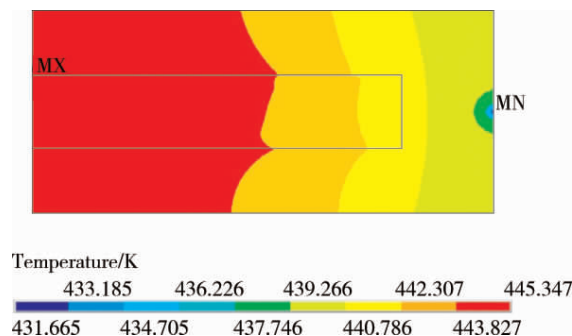


图9 加热功率 3 W,加热 3600 s 后催化床的温度分布

Fig. 9 Temperature contour of catalyst bed after heating 3600 s with 3 W power

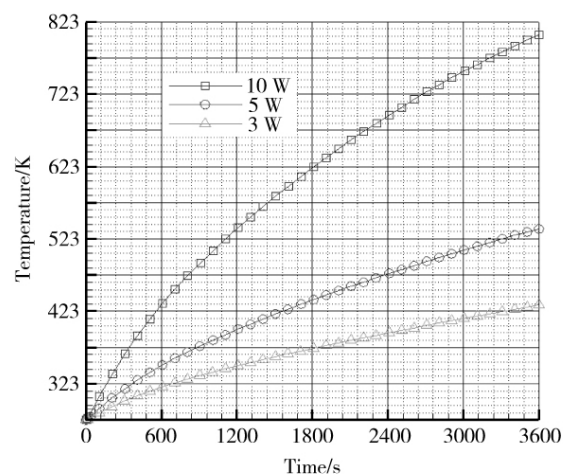


图10 不同加热功率下催化床温度最低点的升温过程

Fig. 10 Temperature rise process of the lowest point in the catalyst bed with different heating powers

验可知,催化剂在预热至 250°C (523K) 以上时才能起到催化分解作用. 因此,用 10W 功率加热 1200s 左右即可达到催化温度,用 5W 功率加热 3600s 左右时可达催化温度,而用 3W 功率较难或需要较长时间才能将催化剂加热至催化温度.

4 结 论

1) 内加热式推力器预热试验中,以 10W 加热功率加热 5800s ,使催化剂温度达到 260°C (533K),达到催化剂的工作温度. 外加热在额定的 10W 功率时无法将催化剂加热至反应起动温度. 这表明内加热式预热效果好于外加热式,能够满足加热要求.

2) 仿真结果与试验数据对比吻合良好,证明仿真模型的准确性,能够有效地模拟实际预热过程的升温情况.

3) 简化推力器结构,设计一种可能的 N_2O 单组元推力器工程样机,针对太空环境下不同加热功率进行预热过程仿真计算,结果表明 10W 和 5W 的加热功率能使催化剂在 3600s 内达到工作温度,低于 5W 时较难或需要更长时间才能使催化剂达到工作温度.

参考文献:

- [1] Chigier N, Gemci T. A review of micro propulsion technology[R]. AIAA-2003-670, 2003.
- [2] Reichbach J G, Sedwick R J, Martinez-Sanchez M. Micro-propulsion system selection for precision formation flying satellites[R]. AIAA-2001-3646, 2001.
- [3] 贾永刚, 赵勇, 汤海滨. 微推进技术及研究发展现状[C]//中国宇航学会年固体火箭推进剂第22届年会论文集. 成都: 中国宇航学会, 2005: 242-248.
- [4] Zakiov V, Zhang H. A model for the operation of nitrous oxide monopropellant[J]. Aerospace Science And Technology, 2008, 12(4): 318-323.
- [5] Tiliakos N, Tyll J S. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine[R]. AIAA-2001-3258, 2001.
- [6] 禹天福, 贾月. 一氧化二氮催化分解的研究与应用[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2006, 4(2): 6-10.
YU Tianfu, JIA Yue. Research and application on the catalytic decomposition of nitrous oxide[J]. Chemical Propellants and Polymeric Materials, 2006, 4(2): 6-10. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 霍雪亮, 韦迪, 李路明. N_2O 单组元推进器预热过程的建模[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 80-83.
HUO Xueliang, WEI Di, LI Luming. Modeling of N_2O monopropellant thruster pre-heating[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 80-83. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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 monopropellant micro-thruster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1469-1472. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 沈军, 刘伟强, 汤建华. 单组元发动机推力室在轨温度数值仿真[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 201-203.
SHEN Jun, LIU Weiqiang, TANG Jianhua. Numerical simulation for temperature in a monopropellant thrust chamber on the orbit[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3): 201-203. (in Chinese)
- [13] 韩乐, 李茂, 方杰, 等. N_2O 单组元微推力器真空试验设计与分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2358-2363.
HAN Yue, LI Mao, FANG Jie, et al. Vacuum experiment study on a N_2O monopropellant micro-thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2358-2363. (in Chinese)
- [14] 李茂, 韩乐, 方杰, 等. N_2O 单组元微推力器高空模拟实验研究[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 307-311.
LI Mao, HAN Yue, FANG Jie, et al. Simulated altitude experimental investigation for N_2O monopropellant micro-thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 307-311. (in Chinese)
- [15] 马庆芳. 使用热物理性质手册[M]. 北京: 中国农业机械出版社, 1986.