

文章编号: 1000-8055(2009)09-2152-05

N_2O 单组元推力器预热过程有限元分析

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

摘 要: 以正交试验设计理论为指导, 应用有限元分析软件针对采用 N_2O 推进剂的单组元微推力器的在真空环境下的预热过程开展了分析, 计算结果表明加热功率及推力器外表面辐射率的大小对预热效果影响明显. 所开展的微推力器壳体地面预热试验的试验结果与仿真计算结果吻合良好, 验证了采用仿真方法来评估预热过程的可行性. 为进一步的结构及试验设计提供了借鉴.

关 键 词: 氧化亚氮; 单组元; 预热; 有限元分析

中图分类号: V439+.7

文献标识码: A

Finite element analysis on preheating process of N_2O monopropellant thruster

SUN Wei, FANG Jie, ZHANG Jia, LI Le, CAI Guobiao

(School of Astronautics,

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

Abstract: Numerical simulation on preheating process of N_2O monopropellant micro-thruster was conducted as per orthogonal experimental design theory in order to study the influence of four factors: preheating power, surface emissivity, thickness of the combustor chamber and the adiabatic stuff on the preheating process. Results of the simulation indicate that influence of the preheating power is most remarkable among the selected four factors, which is followed by the surface emissivity. Influence of the remaining two factors is not apparent. Preliminary results of preheating experiment under ground circumstance have testified the validity of the simulation model, providing a basis for further structural and experimental design.

Key words: nitrous oxide; monopropellant; preheating; finite element analysis

随着航天技术的发展及世界各国对环保问题的日益关注, 寻找安全、廉价、无毒、无污染的高性能推进剂已成为各航天大国的研究目标. 采用氧化亚氮(N_2O)作为推进剂, 是发展无毒推进剂的一个新方向. 而将 N_2O 应用于单组元微推进系统, 是目前微推进领域的一个热点问题^[1]. N_2O 单组元微推进既可以利用 N_2O 液态储存、密度比冲高的特点, 又可利用 N_2O 饱和蒸汽压高的特点, 实现自增压式的推进剂输送, 简化系统结构及降低系统质量, 因而相对于传统的微推进模式独

具优势.

N_2O 单组元推力器的工作模式与现有肼单组元推力器相似, 然而由于所用推进剂及催化剂的不同, 使得 N_2O 单元微推力器多方面性质异于现有肼单元微推力器. 一个重要的不同体现于温启动时催化床的初始预热温度要求, 相对于传统肼推力器 430K 左右的初温, N_2O 单元微推力器往往需要预热至更高温度才能正常启动^[2-3]. 更为苛刻的初始预热条件对 N_2O 单元微推力器的温控装置提出了更高的要求.

收稿日期: 2008-08-27; 修订日期: 2008-10-20

作者简介: 孙威(1981-), 男, 湖南益阳人, 博士生, 主要研究方向为 N_2O 单组元微推进系统.

本文以试验设计理论为指导针对真空环境下 N₂O 单组元微推力器的预热过程开展了数值仿真分析,旨在得到影响预热效果的主要因素.随后开展的地面预热试验结果初步验证了所用仿真分析方法的可行性.

1 启动温度测试试验

为研究 N₂O 单元微推力器的启动温度,分别针对不同初温条件展开了 N₂O 催化分解测试试验^[2].试验时先将催化床预热至设计温度,然后切断加热电源并通入 N₂O 推进剂,通过置于催化床内部的温度传感器及压力传感器来记录推力室内温度及压力的变化情况(见图 1).

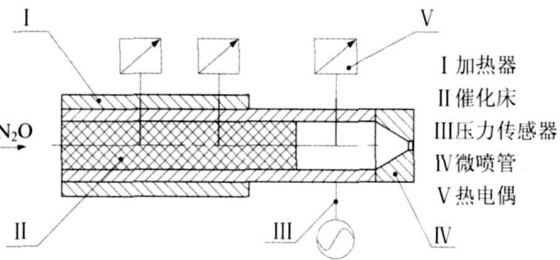


图 1 N₂O 微推力器试验件示意图

Fig. 1 Sketch of N₂O monopropellant tester

多次重复试验结果表明,573 K 以上的初始床温是比较可靠的启动温度.从 573 K 初温条件下催化分解试验曲线中可看到(见图 2),将催化床预热至 573 K 后关闭加热电源通入 N₂O,分布于催化床内部前后两处的热电偶(T_1 , T_2)测得催化床温度仍在上升,说明 N₂O 已经开始催化分解并能自维持反应.

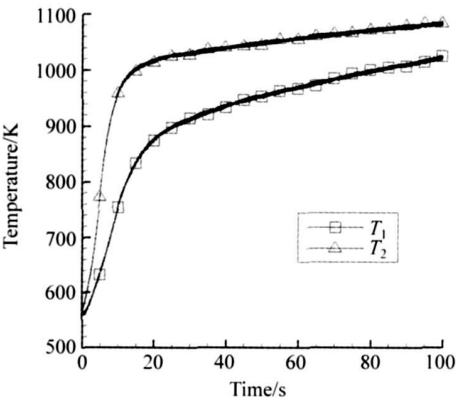


图 2 573 K 初温条件下 N₂O 单元微推力器试验曲线
Fig. 2 Results of N₂O catalysis decomposition at 573K initial temperature

2 预热模型及边界条件

2.1 模型

仿真计算所用物理模型借鉴肼单组元微推力器结构(见图 3),自内向外分别为:催化床、推力室壳体、加热器、隔热材料、保温套^[4],结构各材料的热物理性质见表 1.微推力器推力室结构参数见表 2,其中 D_c 表示催化床内径, L 表示推力室总长度, L_c 表示催化床长度, θ 表示微喷嘴收敛角, D_t 表示喷管喉径.

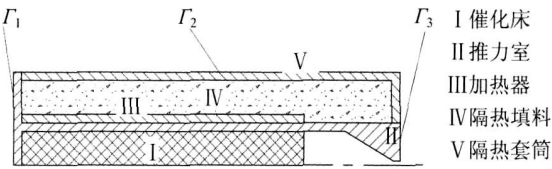


图 3 单组元微推力器结构示意图

Fig. 3 Model of monopropellant micro-thruster

表 1 微推力器各部分材料性质

Table 1 Material thermophysical properties

Part	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$c_p/(\text{J/kg} \cdot \text{K})$	$N(\text{W/m} \cdot \text{K})$
I	1 000	6 000	50
II	8 700	439	48 1
III	8 700	439	48 1
IV	60	1 067	0.045
V	2 000	6 000	0.01

表 2 微推力器推力室结构参数

Table 2 Inner structure parameters of micro-thruster

D_c/mm	L/mm	L_c/mm	$\theta/(\text{^\circ})$	D_t/mm
8	48	35	60	0.5

由于整个结构为轴对称结构,计算可转化为求解二维轴对称瞬态温度场.网格划分采用适用性较强的三角形单元.

2.2 初始及边界条件

计算采用如下条件及假设:

- 1) 材料初温为 273.15 K,外界温度为 4 K;
- 2) 加热功率用加热器上的生热率来模拟;
- 3) 推力器与外界间仅存在辐射热交换,外壁面 Γ_1 , Γ_2 , Γ_3 为辐射表面(见图 3),其余壁面视为绝热壁面;
- 4) 忽略各层材料间的接触热阻.

2.3 仿真试验设计

本文目的旨在研究预热过程的影响因素,因此在计算过程引入正交试验设计理论,采用 L_9 正

交试验直观分析表格来安排仿真计算过程. 正交试验设计的相关理论可参见参考文献[5].

计算将3600 s时催化床中心点的温度 T_{3600} 作为考察指标, 并取加热功率 P 、推力器壁厚 H 、保温层厚 h 、保温套表面发射率 ε 四个因素作为影响试验指标的因素. 各因素均取三水平, 各水平值如表 3 所示.

表 3 预热过程影响因素水平值选择

Table 3 Level selection for different influence factors				
Level	P/W	H/mm	h/mm	ε
1	10	1	5	0.1
2	5	1.5	10	0.3
3	3	2	15	0.7

3 数值仿真结果及分析

3.1 正交仿真结果

按正交试验设计的规律将四因素三水平的研究对象分为 9 组记为 L_9 (见表 4), 分别开展预热过程有限元(FE)分析. 表 4 中 K_{ij} 为水平均值, 表示第 i 因素的第 j 个水平的平均值; R 为因素极差, 表示某因素最大水平均值与最小水平均值之差. 极差大则表明因素的影响大, 反之则影响小.

表 4 正交仿真计算分组及结果

Table 4 Results of FE analysis using L_9 orthogonal array					
No.	P/W	H/mm	h/mm	ε	T_{3600}/K
1	10	1	15	0.4	653
2	5	1	5	0.1	627
3	3	1	10	0.7	405
4	10	1.5	10	0.1	825
5	5	1.5	15	0.7	445
6	3	1.5	5	0.4	438
7	10	2	5	0.7	658
8	5	2	10	0.4	497
9	3	2	15	0.1	428
K_{i1}	712	562	574	627	
K_{i2}	523	569	576	529	
K_{i3}	424	528	509	503	
R	288	42	67	124	

图 4、图 5 分别为不同条件下催化床中心温度变化曲线及预热 3600 s 后推力器结构温度场分布云图.

3.2 结果分析

1) 对比表 4 中各因素的极差值 R 可以看到, 因素 P 、 ε 两项 R 值较大, 表明在目前的取值范围

内加热功率及表面辐射率对预热效果的影响较大, 而保温层及推力室壁厚的影响较小.

2) 从图 4 中可以看到, 1, 2, 4, 7 四种条件下催化床温度均在 3600 s 以内可以将催化床加热至所需的温度, 这说明在功率较高或表面辐射率较小条件下可以达到初温 573 K 的预热要求, 而功率较低时则难于达到预热要求.

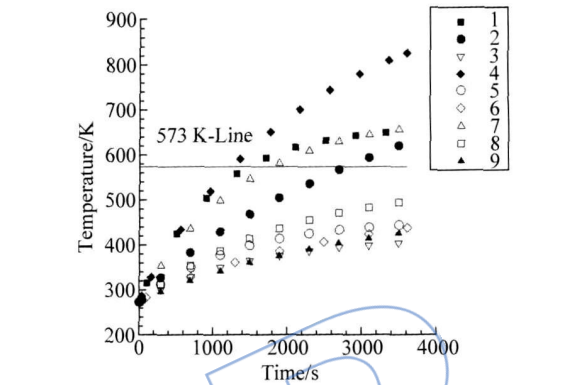


图 4 不同条件下催化床中心温度变化曲线
Fig. 4 Temperature curves of central catalyst bed on different situations

3) 从图 5 中可以看到, 由于材料的高导热率性质, 头部法兰在预热过程中温度上升较快, 部分能量从法兰直接散失, 使得保温材料的作用大大降低. 在结构设计时应对其影响加以考虑.

4 地面加热试验

为了验证采用有限元分析法来开展预热过程特点分析的可行性, 特别在地面条件开展了预热过程的验证性试验. 试验中用外绕电阻丝的方式对所设计的微推力器身部进行加热, 并通过热电偶记录微推力器身部的温度变化(见图 6). 如表 5 中所示, 共采用两种不同的加热功率进行了多组试验, P 表示有效加热功率, T_i 表示壳体初始温度, T_o 表示环境温度, t 表示加热时间.

开展地面预热过程的有限元分析所用的初始壳体温度及环境温度条件根据热电偶初始测量值给定. 处理地面环境下的边界条件同时考虑外壁辐射及自然对流的影响, 忽略内壁面辐射及自然

表 5 预热试验参数

Table 5 Parameters for preheating experiment				
No.	P/W	T_i/K	T_o/K	t/s
1	23	303	293	600
2	41	303	293	600

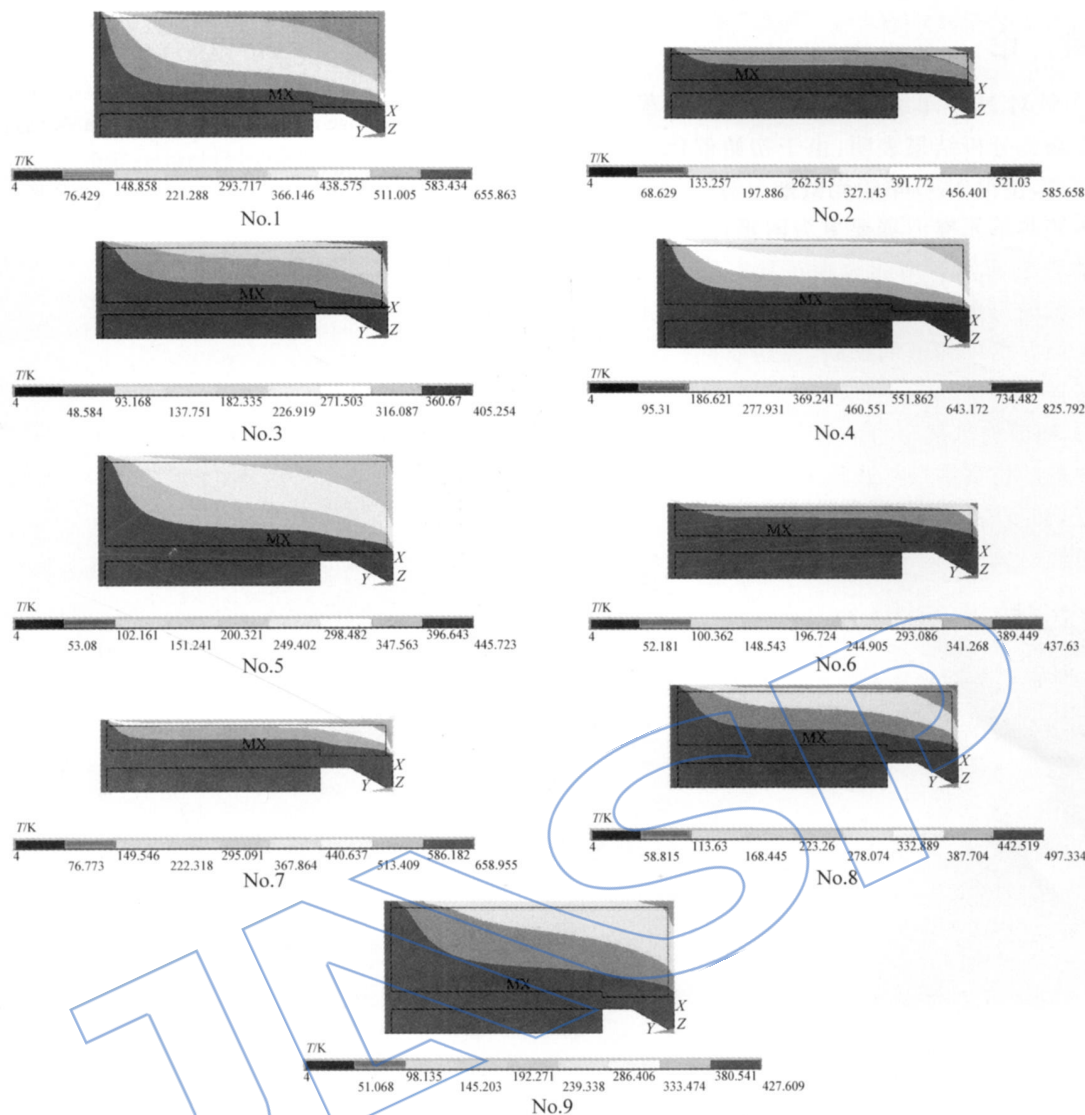


图 5 预热 3600 s 后的推力器温度分布云图
Fig. 5 Temperature distribution of micro thruster after 3600s preheating

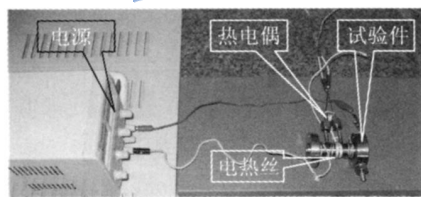


图 6 预热试验
Fig. 6 Preheating experiment

对流的影响. 其中, 自然对流的换热系数按横圆柱外壁面自然对流来考虑. 加热功率同样用施加于加热器上的生热率来模拟.

对比试验中热电偶所测得的温度变化曲线及有限元仿真模型中相同位置处节点的温度变化曲线可以看到, 在较低温度时仿真值与理论值几乎一致, 随着温度的上升二者略有偏离, 这可能是因

为理论计算所采用的边界条件与实际情况存在的差别所导致. 总体来看, 仿真结果与实测结果的变化趋势吻合较好(见图 7).

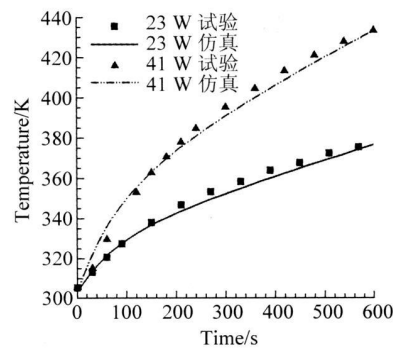


图 7 地面试验曲线与仿真结果比较
Fig. 7 Comparison of experimental and simulation results

5 结 论

1) 针对 N₂O 单组元微推力器预热过程所开展的有限元分析结果表明: 由于初始催化床温度要求较高, 使得 N₂O 单组元微推力器的预热过程较之传统肼单元推力器要更为困难; 加热功率及推力器外表面辐射率的大小对真空条件下 N₂O 单组元微推力器预热效果影响明显; 推力器法兰应当采用导热率较低的材料, 以防止热传导带来的能量损失.

2) 地面加热试验的结果表明: 采用有限元分析所获得的仿真结果与试验所测得的真实结果吻合良好, 初步验证了用仿真方式来预测预热过程的可行性.

参考文献:

[1] Gibbon D, Zakirov V, ElIoiri R, et al. Energetic green

propulsion for small spacecraft[R]. AIAA 2001-3247

[2] CAI Guobiao, SUN Wei, FANG Jie, et al. Initial results of BUAA nitrous oxide micro thruster research[C]//Proceedings of the 58th International Astronautical Congress. Hyderabad: International Astronautical Federation, 2007

[3] 霍雪亮, 韦迪, 李路明. N₂O 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 N₂O monopropellant thruster pre heating [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 80-83 (in Chinese)

[4] 王超, 周旭东, 汤建华, 等. 单组元肼推力器温度场仿真及试验[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 1-4.

WANG Chao, ZHOU Xudong, TANG Jianhua, et al. Numerical and experimental studies for temperature of monopropellant hydrazine thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 1-4. (in Chinese)

[5] 何少华, 文竹青, 娄涛. 试验设计与数据处理[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2002.