N_2O单组元微推力器性能分析及试验

孙 威 方 杰 蔡国飙 丛 昱

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191) (中科院大连化学物理研究所 航天催化与新材料研究室, 大连 116023)

摘 要: N_2O单组元微推进是当前微推进领域的一个热点问题. 在 N_2O催化分解热力计算的基础上开展了对 N_2O单组元微推力器比冲性能影响因素的分析, 分析结果表明微推力器比冲与 N_2O分解效率及喷管扩张比有密切关系. 所开展的亚牛级 N_2O单元微推力器催化分解试验结果表明所设计 N_2O单元推力器能在 250 ℃初温条件下启动, 初步验证了 N_2O单元微推力器的可行性; 也揭示了推力室结构及床载大小对亚牛级 N_2O单元微推力器性能的影响, 为进一步的结构及试验设计提供了参考.

关 键 词: 微推力器; N_2O; 单组元推进剂; 催化分解试验

中图分类号: V 439$^+$. 7

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)12-1469-04

Performance analysis and experimental research on nitrous oxide monopropellant micro-thruster

Sun Wei Fang Jie Cai Guobiao

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

Cong Yu

(Laboratory of Catalysts and New Materials for Aerospace, Dalian Institute of Chemical Physics, Dalian 116023, China)

Abstract: Performance analysis for monopropellant micro-thruster using nitrous oxide (N_2O) propellant was carried out based on the thermodynamic computation. Preliminary results show that decomposition rate of nitrous oxide and the expansion ratio of nozzle both have effects on the specific impulse of the thruster. Experiments of nitrous oxide catalytic decomposition at different initial catalyst bed temperature were conducted in testers of different structures. Self-sustaining decomposition reaction of nitrous oxide was observed at preheated temperature of 250 ℃. The performance of the sub-Newton micro-thruster was greatly affected by the combustion chamber structure and the loading factor of catalyst bed according to experimental results. Although the results are not conclusive because of the small initial test set, preliminary numbers demonstrate the feasibility of the N_2O monopropellant micro-thruster.

Key words: micro-thruster; nitrogen oxide; monopropellant; catalytic decomposition

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 N_2O作为推进剂, 是发展无毒推进剂一个新的方向. 物理性质方面, N_2O无毒、易储存、稳定性好, 可以大幅降低地面处理、储存的成本; 应用方面, N_2O适合于冷气、单组元、双组元和电推进等多种工作模式, 因而最近几年受到越来越广泛的关注. 英国萨瑞大学、美国的阿拉巴马大学、SpeceDev公司、Xcor公司及国内多家单位, 在N_2O单组元、双组元、固液式推进系统研究及应用方面开展了很多工作, 取得了丰硕的成果[1-6].

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. 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

收稿日期: 2008-01-09

作者简介: 孙威 (1981-), 男, 湖南益阳人, 博士生, sw@sa.buaa.edu.cn.

的推进剂输送,简化系统结构,降低系统质量.因而相对于传统的微推进模式独具优势.

本文在 N_2O 催化分解热力计算的基础上,对 N_2O 微推力器比冲性能的影响因素展开了分析;并且针对几种不同结构的亚牛级 N_2O 单组元微推力器开展了催化分解测试试验.试验结果验证了 N_2O 单组元微推力器的可行性,也揭示了亚牛级 N_2O 单组元微推力器的一些特点.

1 N_2O 催化分解热力计算

1.1 热力计算模型

热力计算采用计算平衡组分的化学平衡常数法,假设催化反应满足以下条件:反应过程是绝热的,产物与外界没有热交换,催化分解所释放的热量全部为产物吸收;分解产物处于化学平衡状态;产物中的每种单质气体及由它们混合而成的气体都认为是完全气体,都符合完全气体的状态方程.

初步计算选择四组分两反应的模型.四组分为 N_2,O_2,N_2O,NO,两反应分别为 N_2O 分解成 N_2 和 O_2 的分解反应,以及 N_2 和 O_2 合成 NO 的化合反应.

1.2 计算结果

N_2O 推进剂的初温取 300 K,催化分解室压强取 1 MPa,计算得到分解产物的组成及性质参数见表 1.其中,T 表示分解温度;M 表示产物平均摩尔质量;ρ为平均密度;k 为冻结比热比,其余 4 项为分解产物中各成分的体积分数.

表 1 催化分解产物性质参数及成分

T/K	M/(kg·kmol^{-1})	k	ρ/(kg·m^{-3})
1 925	29.35	1.29	1.83
N_2/%	O_2/%	N_2O/%	NO/%
66	33	0.04	0.8

从计算结果中可以看到平衡状态下 N_2O 几乎完全分解为 N_2 和 O_2.

2 比冲性能影响因素分析

N_2O 单元推力器比冲性能分析采用如下假设:喷管中的流动是绝能等熵的;喷管内流动视为一维流动;忽略燃气在膨胀过程中的组分变化,燃气的定压比热容是常量;喷管出口为真空环境.相关参数的计算公式如下:

真空比冲:

$$I_s = \frac{C_F \sqrt{RT_f}}{\Gamma} \tag{1}$$

推力系数:

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{P_e}{P_c}-\frac{P_a}{P_c}\right) \tag{2}$$

比热函数:

$$\Gamma = \sqrt{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \tag{3}$$

扩张比:

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}}{\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{k}}\sqrt{\frac{2k}{k-1}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}} \tag{4}$$

由比冲性能相关公式可知,推力器比冲与催化分解产物冻结比热比、平均摩尔质量、分解温度及喷管扩张比相关.

虽然采用平衡常数法开展热力计算可以获得分解产物的组成及性质参数,但这是基于催化反应速率无限大这样一种假设.实际分解反应达到平衡所需时间有可能会大于推进剂在催化分解室内驻留时间,此时催化分解产物是处于化学非平衡状态,即仅有部分 N_2O 发生分解.综合利用 N_2O 化学平衡条件下催化分解热力计算结果及能量守恒定律可计算得到给定分解效率下催化分解产物冻结比热容比、平均摩尔质量、分解温度.

因此,可以认为推力器比冲性能与 N_2O 分解效率及喷管扩张比直接相关.取推进剂初温 300 K,固定喷管扩张比 100,计算得到推力器比冲及分解温度与 N_2O 分解效率的关系曲线,见图 1.

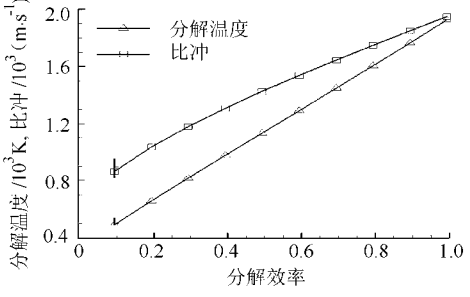


图 1 比冲及分解温度与 N_2O 分解效率的关系曲线

设 N_2O 催化分解达到平衡状态,仅改变喷管扩张比,可计算得比冲与喷管扩张比的关系曲线,见图 2.

从比冲与 N_2O 分解效率的关系曲线中可以看到,随着分解效率的提高,分解温度及比冲值均在逐步提高,这是由更多 N_2O 分解放热所导致的.由于实际试验中测量分解效率比较困难,可以通过分解温度的高低间接来反映分解效率高低.

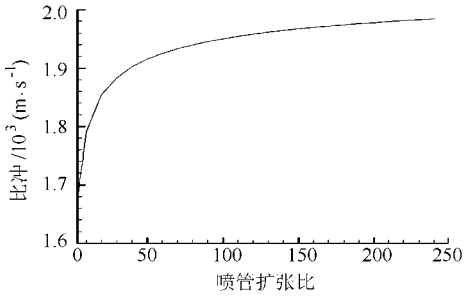


图 2　比冲与喷管扩张比的关系曲线

为了得到较高的性能,应努力寻求更高的分解温度.从比冲与喷管扩张比的关系曲线中可以看到,增大喷管扩张比也有助于提高推力器的比冲性能.

3　N_2O催化分解试验

作为 N_2O单组元微推力器的主要性能参数,初始加热能量、启动温度、分解温度及它们的影响因素是初期试验研究的主要考察目标.研究分别针对几种不同结构的微推力器展开了 N_2O催化分解测试试验,各试验件结构参见表 2,其中 D_c表示催化床内径,L 表示催化床长度,M_s表示总质量,D_t表示喷管喉径,V_f表示体积流量,P 表示加热功率,SLPM表示体积流量单位标准 L/min.

表 2　不同结构 N_2O微推力器参数

编号	D_c/mm	L/mm	M_s/g	D_t/mm	V_f/SLPM	P/W
MicT-01	10	50	496	0.5	3.2	100
MicT-02	8	50	151	0.5	3	50
MicT-04	6	30	118	0.5	3	30

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 N_2O推进剂,通过置于催化床内部的温度传感器及燃烧室的压力传感器来记录推力室内温度及压力的变化情况,见图 3.

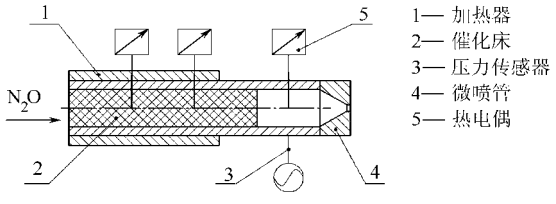


图 3　N_2O微推力器试验件示意图

试验中针对编号 MicT-01/MicT-02/MicT-04试验件所采用的加热功率分别为 100W,50W,30W,采用外绕电阻丝的加热方式,在催化床预热前需要先将推力室壳体加热至设计温度.由于推力室壳体的质量及比热容均远大于催化剂颗粒,大部分的初始能量被消耗于加热壳体上.此外,初步试验仅仅只对推力室身部做了简单的热处理(见图 4),大量的热量从裸露的前后法兰盘及传感器接管嘴处散发而出.如果输入功率不够,催化床很难达到设计温度.因此,大结构的推力器需要更大的加热功率.

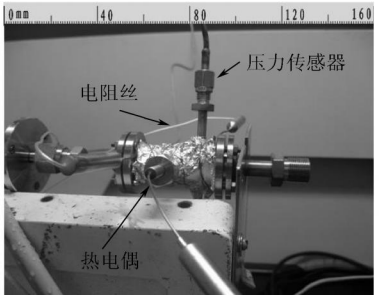


图 4　试验台

应用 MicT-02/MicT-04两种不同结构的试验件分别开展了初始催化床温度为 250 ℃,300 ℃,350 ℃,400 ℃,450 ℃的催化分解测试试验.从两试验件 250 ℃初温条件下试验曲线中可看到(见图 5),关闭加热电源后通入 N_2O催化床温度仍在上升,这说明 N_2O已经开始分解并能自维持反应.

对比相同初温条件下 MicT-02及 MicT-04的试验曲线,发现后者相同位置催化床温度要远高于前者.这可能是因为试验件 MicT-02的内壁面积更大,相同推进剂流量下受壁面散热影响也更大,导致催化床温度与小尺寸的 MicT-04相比较低.

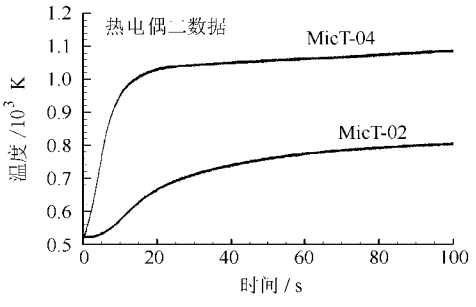


图 5　MicT-02/MicT-04在 250 ℃初温条件下试验曲线

观察试验件 MicT-04工作 100 s后轴向温度分布图及不同催化床初温条件下的温度曲线(见图 6),可以发现在催化床初温较低的情况下(300 ℃以下),催化床中的最高温度出现于催化床中偏后部分,说明此区域应当为 N_2O催化分解反应的主要发生区域.这一高温区随着催化床初始温度的提高而逐步前移.然而,在试验件 MicT-02的试验曲线中这一现象却并不明显.

在 300 ℃初温条件下分别针对两试验件开展总时长大于 1 000 s的长程试验,试验后对发动机

进行拆解,可以看到试验件 MicT-02中催化剂颜色(试验前为黑色)自催化剂床头部向后呈现明显的由白到黑的变化趋势,而试验件 MicT-04却是中后部催化剂为白色前部催化剂反而为黑色,验证了有关主反应区位置的推断的正确性.

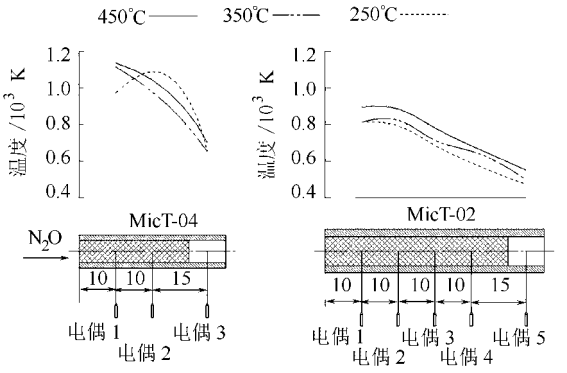


图 6 热电偶沿轴向排部示意图及
不同初温下催化床轴向温度分布曲线(100 s时)

分析造成这种现象的原因,可能是由于 N_2O 的分解反应是一个先吸收热量再分解释放热量的过程.试验件 MicT-04较小的内径导致了较大床载,N_2O 推进剂刚进入催化床时其中一部分分解释放的热量还不足以支持其余大部分的 N_2O 的催化分解,等到释放的能量慢慢累积后,在催化床中后部形成主要催化反应区.通过提高外部的初始输入能量(提高催化床初温)可以使得能量累积过程提早完成,因而使得主反应区提前.反之,由于 MicT-02试验件内径较大,流量相同的情况下其床载仅为 MicT-04试验件床载的 56%,使得 N_2O 与催化剂间有着更充分的接触,因而刚进入催化床就能累积到充分反应所需的能量,所以其能量累积过程并不明显.同时,从图 6中也可以看到,主反应区之后的催化床温度沿轴向迅速降低,这可能是由于推进剂大部能量都已在主反应位置释放,其后催化床的沿壁面的散热速度大于内部推进剂的生热速度所导致.这也说明,一定的初始温度及床载条件下将会存在一个最佳的床长使得催化床出口气体温度达到最高.相同流量条件下降低床载,可以使得能量积累过程缩短,从而达到缩短最佳床长的目的.

试验还针对同一推力器 MicT-04开展了不同推进剂流量下的催化分解测试试验(4 SLPM,3 SLPM),见图 7.试验结果表明通过增加 N_2O 流量可以提高反应温度.4 L/min时的反应温度明显高于 3 L/min时的反应温度,一方面是因为增加流量使得释放的能量有所增加,同时也说明了 N_2O 流量越大受结构吸热及散热损失的影响越小.

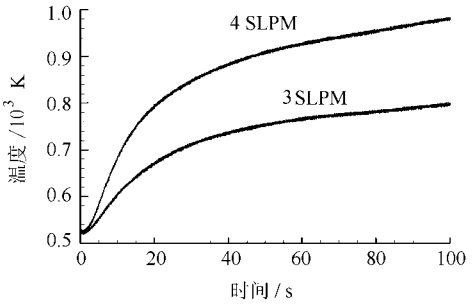


图 7 不同流量下的反应温度曲线(电偶 2)

4 结 论

比冲性能影响因素分析及催化分解试验研究结果表明:

1) N_2O 单组元微推力器比冲随 N_2O 分解效率及喷管扩张比的增加而提高.

2) 目前所设计的亚牛级 N_2O 单组元微推力器可在初始床温 250 ℃条件下启动并达到自维持.

3) 推力室结构大小对亚牛级 N_2O 微推力器的初始输入能量影响明显,更小的结构体积能够有效减少外加热方式的初始输入能量.

4) 增加推力器床载可以提高反应温度,床载的增加可以通过减小催化床截面积及增大推进剂流量来获得.

5) 一定的初始催化床温度及床载条件下存在一个最佳的床长使得催化床出口气体温度达到最高.降低床载可以达到缩短最佳床长的目的.

参考文献 (References)

[1] Zakirov V A, Li Luming. Propulsion challenges for small spacecraft 2005 [J]. Tsinghua Science and Technology, 2006, 11(5): 507 - 514

[2] Tiliakos N, Tyll J S, Herdy R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine [R]. AIAA 2001 - 3258, 2001

[3] Gibbon D, Paul M, Smith M, et al. The use of liquefied gases in small satellite propulsion systems [R]. AIAA 2001 - 3246, 2001

[4] Gibbon D, Paul M, Jolley P, et al. Energetic green propulsion for small spacecraft [R]. AIAA 2001 - 3247, 2001

[5] Arves J P, Jones H S, Kline K, et al. Development of a N_2O/HTPB hybrid rocket motor [R]. AIAA-1997-2803, 1997

[6] 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 N2O micro-propulsion system and its nozzle flow field [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 495 - 498 (in Chinese)

(责任编辑:张 嵘)