

N_2O 单组元微推进系统及其喷管流场的初步研究*

方 杰, 田 辉, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对利用 N_2O 单组元催化分解产生热气、用于精确控制飞行器姿态的微推进系统, 提出了初步的系统方案和主要设计参数。通过数值仿真, 对设计推力为 1N 的微推进器喷管在高空工况的内流场和真空羽流场进行了研究。计算得到喷管的推力为 1.041N, 比冲为 $1922.7 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 从而验证了喷管相关设计参数的合理性。理论分析为后续的地面试验件的设计加工及其热试车提供了有益的参考。

关键词: 微推进系统⁺; 喷管; 数值仿真; 优化

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2005)06-0495-04

Preliminary study on a N_2O micro propulsion system and its nozzle flow field

FANG Jie, TIAN Hui, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Preliminary scheme and primary design parameters were described for a micro propulsion system used for the attitude control of the spacecraft which is based on the monopropellant catalytic decomposition of nitrous oxide. The numerical simulation was used to analyze the flow field of inner nozzle and its vacuum plume for 1N thruster in a vacuum. Results show that the nozzle thrust is 1.041 N, and specific impulse is $1922.7 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ which fulfills the requirement and validates the feasibility of design parameters. Theoretical analysis is helpful for the design and manufacture of the test system, as well as the hot-fire test in future.

Key words Micro propulsion system⁺; Nozzle; Numerical simulation; Optimization

1 引 言

微推进具有集成化程度高、体积小、质量轻、成本低、响应速度快、推力(或冲量脉冲)小、功耗低和可靠性高等特点。微推进系统主要用于微型航天器的姿态控制、精确定位、位置保持、阻力补偿及轨道机动, 卫星星座的编队飞行, 重力波的测量等方面^[1,2]。

在传统的微推进系统中, 冷气推进(主要是氮气)系统简单可靠, 所需工质廉价无毒, 但比冲较低, 应用范围受到了贮箱容积的限制。基于肼的系统可用于姿态控制、轨道维持和轨道机动, 但推进剂有毒, 安全防范要求高。固体火箭推进剂都需要安全防范, 单次点火不能满足多任务的需求。静电和电磁推进

的能量需求(大于 100W)则远大于微型航天器的能量供应(小于 50W)。传统化学推进系统通过缩小尺寸应用于小卫星的技术难度大、费用较高, 推进剂通常有毒性、易燃^[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, 是当前微推进的一个新的发展趋势。 N_2O 的饱和蒸汽压高(约 5MPa), 可自增压实现推进剂挤压输运, 无毒, 无腐蚀性, 常温下稳定性好, 在被加热到 520℃以上时, 发生放热式分解, 生成氧气和氮气, 其性质接近空气, 最高反应温度可达 1640℃左右^[3]。其分解产生的氧气可作为氧化剂与各种燃料发生燃烧, 热气则可以作为飞行器的热源或动力源, 甚至用于生命维持系统。基于上述优点, 作

* 收稿日期: 2005-07-11; 修订日期: 2005-09-02。

作者简介: 方 杰(1979—), 男, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机。E-mail: fangjie@vip.sina.com

为推进剂的 N_2O 适用于冷气、单组元、双组元和电离推进系统,覆盖了微推进的主要方式,可以实现满足多任务需求的多模式一体化自增压推进系统的设计,减小飞行器的质量或提供更大的速度变量。

英国的萨瑞大学和美国的阿拉巴马大学等科研机构已经开展了将 N_2O 用于微推进的理论和试验研究,并分别取得了一定的成果^[4,5]。国内目前还没有相关研究的报道。

本文介绍了一种采用 N_2O 作为单组元推进剂的微推进系统,该系统利用 N_2O 催化分解生成热气排放,并通过电磁阀的快速开关控制产生作用力,从而实现对微型飞行器姿态的精确控制。针对这种微推进系统,提出了初步的系统方案和主要设计参数,通过数值仿真,对设计推力为 1N 的微推进器喷管在高空工况的内流场和真空羽流场进行了分析。计算结果为后续的地面试验件的设计加工及其热试车提供了理论依据。

2 系统设计

2.1 系统方案

N_2O 单组元微推进系统主要由贮箱、膜片阀、调节阀、声速喷嘴、蓄压器、电磁阀、催化分解室和姿控喷管等部件组成。系统原理图见图 1。

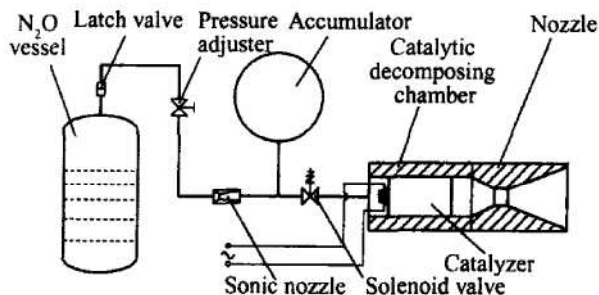


Fig 1 Sketch map of N_2O monopropellant micro propulsion system

在姿控工况下, N_2O 气体经过调节阀减压和声速喷嘴稳定流量后,进入催化分解室分解为氮气和氧气,最后通过姿控喷管排出推力室。根据姿控的需要,电磁阀反复开关,蓄压器内的压力以一定幅度波动,从而维持推力室压力在控制范围内。

2.2 主要设计参数

综合考虑微型飞行器的姿态精确控制的需求、能量的供求平衡以及关键部件的设计生产水平和费用等因素,初步确定了 N_2O 单组元微推进系统的主要设计参数:发动机推力范围是 0.1~1N;比冲大于

1600 N·s/kg 单脉冲工作时间小于 20ms 电磁阀响应时间小于 5ms 推力室压力范围是 0.1~1MPa 流量范围是 0.05~0.5g/s N_2O 催化分解的初始加热功率范围是 30~40W。

3 喷管内流场的数值仿真

针对设计推力为 1N 的 N_2O 单组元微推进器的喷管,计算其在高空工况的二维轴对称内流场,得到压力、温度和马赫数的分布,从而为确定喷管的结构参数和主要性能参数提供仿真评估,并为相关的真空羽流场计算提供入口条件。

3.1 仿真模型

对 N_2O 的分解进行热力计算,化学反应式为 $2N_2O \rightarrow 2N_2 + O_2$,采用平衡常数法求解,计算结果作为喷管内流场计算的入口条件。同时,在热力计算的基础上,对推力室压力、喷管喉部直径和扩张比等参数进行优化设计,目标为喷管在设计高度的比冲最大化。优化结果用于初步确定喷管内型面的主要结构参数。

为简化喷管的加工过程并降低费用,喷管内型面采用锥形结构。如图 2 所示,喷管入口直径 D_e 为 8mm,收敛角 θ_1 为 30° ,喉部直径 D_1 为 0.9mm,喉部长度 L_1 为 0.5mm,扩张角 θ_2 为 15° ,扩张比 ϵ 为 240。

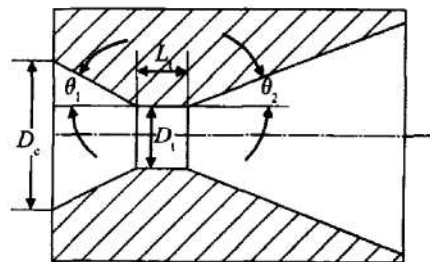


Fig 2 Sketch of the conical nozzle

计算中不考虑喷管内的化学反应和壁面绝热。喷管入口为 N_2O 的分解产物,成分为 36.4% 的 O_2 和 63.6% 的 N_2 ,压力为 1.0MPa 温度为 1933K。喷管出口为近似真空环境。

控制方程为粘性可压缩的 N-S 方程组,湍流模型采用 RNG $k-\epsilon$ 两方程模型。流动方程、湍流动能方程、湍流耗散率方程均采用二阶迎风差分格式。

3.2 计算结果及分析

图 3~5 分别给出了喷管内流场的压强、温度和马赫数分布。

从温度和马赫数的分布可以看出,小结构尺寸的

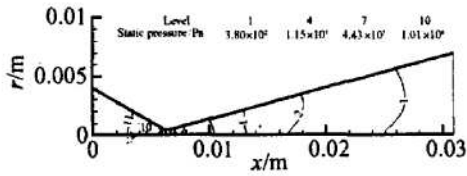


Fig 3 Static pressure distribution of the inner nozzle flow field

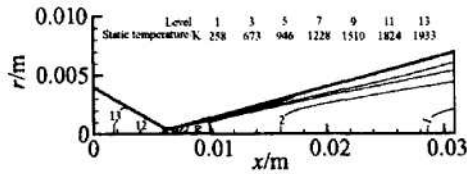


Fig 4 Static temperature distribution of the inner nozzle flow field

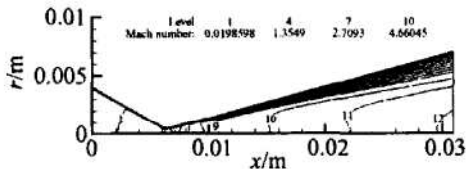


Fig 5 Mach number distribution of the inner nozzle flow field

喷管内流场的附面层厚度较大,粘性效应明显。各流场参数的分布均符合流动规律,因而仿真结果是可信的,可以为喷管的设计提供参考。

对喷管出口截面的流场参数进行积分,计算得到喷管出口流量为 0.541 g/s 推力为 1.041 N ,比冲为 $1922 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 。计算结果满足设计要求,说明了当前设计参数的合理性,从而可以用于指导喷管地面试验件的设计加工和相应的热试车的参数设定。

4 真空羽流场的数值仿真

在对喷管内流场开展数值仿真的基础上,进一步对喷管的真空羽流场进行研究,计算得到羽流流场参数分布,为地面试验设计提供参考。同时在喷管出口边缘放置一竖直的挡板,统计挡板处的模拟粒子流场参数,从而分析得到挡板处的气动热效应。

4.1 仿真模型

真空羽流场的计算域采用如图 6 所示的矩形轴对称平面,入口条件由喷管内流场计算得到的出口截面处的结果给定。喷管出口处挡板的温度保持恒温,设为 300 K 。

用多组分轴对称 DSMC 方法对真空羽流场进行数值仿真,模拟粒子数为 500 万个。不考虑化学反

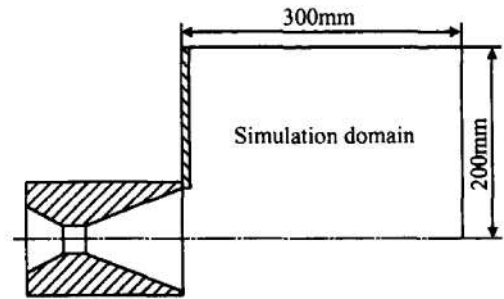


Fig 6 Simulation domain of the vacuum plume field

应,粒子模型采用考虑内自由度的变径硬球碰撞模型^[6]。

将挡板视为完全扩散反射壁,分子与挡板壁面的作用按 Maxwell 漫反射规律处理。计算域的下游和轴向外侧边界均为自由边界。

4.2 计算结果及分析

图 7~9 分别给出了喷管羽流场的密度、压强和速度矢量分布。从密度和压强图中可以看出,喷管出口气流自由膨胀时候的形状像羽毛,等值线分布合理。真空羽流场的密度数量级在 $10^{-4} \sim 1 \text{ g/m}^3$,密度分别沿轴向和径向不断减少。由于喷管出口的唇部效应,出口唇部的密度值较高,其附近流场变化较为集中。喷管唇部压力约为 330 Pa 随着气流的快速膨胀,压力降为 10^{-3} Pa 。从速度矢量图中的流线可以看出,气体分子从喷管出口喷出来以后沿轴向的运动速度最大,同时还向周围扩散。由于挡板的存在,喷管出口上方的气流沿着挡板壁面向外流动。

图 10 给出了挡板处的热流密度分布,可以看出,热流密度沿径向不断减小,在喷管出口处的最大值约为 160 W/m^2 。

真空羽流流场参数分布可以为相应的试验测量的方案设计提供依据。而挡板处热流密度的计算结果则可以为微型飞行器提供气动热依据,并为羽流污染及防护提供有益的参考。

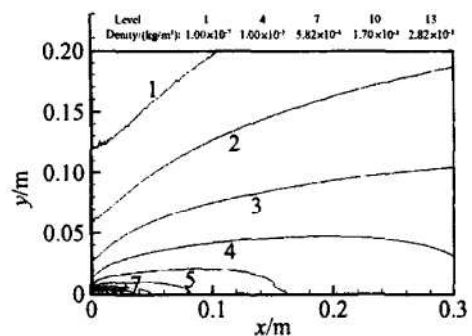


Fig 7 Density distribution of the vacuum plume field

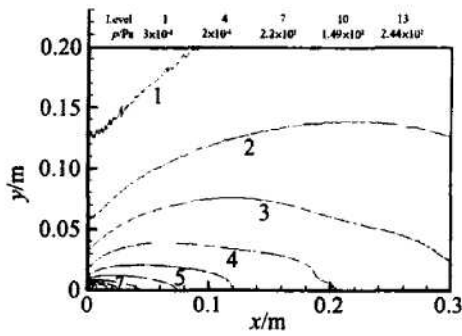


Fig 8 Static pressure distribution of the vacuum plume field

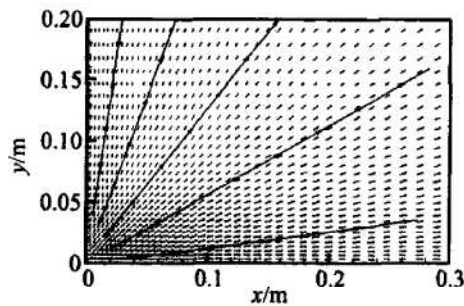


Fig 9 Velocity distribution of the vacuum plume field

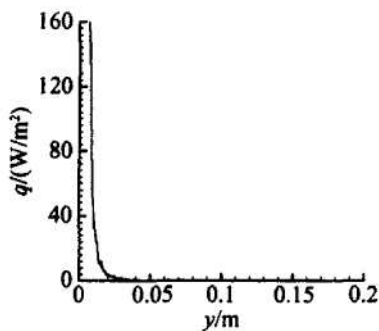


Fig 10 Heat flux density distribution along the baffle

5 结 论

本文针对用于精确控制飞行器姿态的 N_2O 单组元微推进系统, 提出了初步的系统方案和主要设计参

数。通过对设计推力为 1N 的微推进器喷管在高空工况的内流场数值仿真, 计算得到喷管的推力为 1.041N, 比冲为 $1922 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 从而确定并验证了喷管内型面结构参数及相应的推力室压力设计值的合理性。

在此基础上, 通过对相应喷管的真空羽流场的研究, 得到了羽流参数的分布和出口挡板处的气动热效应, 计算结果符合羽流的参数分布规律。

后续的喷管地面试验件的设计生产可以采用经过数值仿真验证的结构参数。相应的热试车参数的设定和真空罐中的羽流参数测量也可以参考本文的计算结果开展进一步的研究。

参考文献:

- [1] Norman G, Tevfik G. A review of micro propulsion technology [R]. AIAA 2003-670 2003
- [2] Jeffrey G R, Raymond J S, Manuel M-S. Micropropulsion 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 [A]. 5th International Symposium on Small Satellite Systems and Services France, 2000
- [4] Zakirov V A, Goeman V, Lawrence T J et al Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications [A]. 14th Annual AIAA/USC Conference on Small Satellites, 2000
- [5] Tiliakos N, Tyll J S, Herdy R, et al Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine [R]. AIAA 2001-3258 2001
- [6] Bird G A. Molecular gas dynamics [M]. Oxford: Clarendon Press, 1976

(编辑: 张雅凤)