

N_2O 微推力器性能及喷管热结构分析

孙 威, 方 杰, 郑力铭, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对采用氧化亚氮推进剂的单组元微推力器开展了比冲性能影响因素的分析, 分析结果显示微推力器比冲与氧化亚氮分解效率及喷管扩张比有着密切关系。利用有限元分析法对高空及地面试验两种工况下氧化亚氮单组元微推力器喷管的结构温度场开展了数值仿真计算, 并在结构温度场仿真计算的基础上进一步对地面试验用喷管的结构应力场进行了分析。初步试验表明, 所设计的微喷管在地面工况下工作良好。

关键词: 氧化亚氮; 微推力器; 喷管; 有限元分析

中图分类号: V439.7

文献标识码: A

文章编号: (2008) 05-0005-05

N_2O micro-thruster performance and the nozzle thermo-structure analysis

Sun Wei, Fang Jie, Zheng Liming, Cai Guobiao
(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Performance analysis for monopropellant micro-thruster using nitrous oxide (N_2O) propellant was conducted based on the thermodynamic computation. Preliminary results show that decomposition rate of nitrous oxide and the expansion ratio of nozzle both effected the specific impulse of the thruster. Finite element analyses on temperature field of micro-nozzle were conducted respectively under vacuum and ground conditions. Subsequently, analysis on stress field of nozzle for ground test was conducted. Results of simulation show that peak value of temperature and stress both appear at the throat section of the nozzle. Preliminary experiments under ground condition have testified the reliability of the micro-nozzle.

Key words: nitrous oxide; micro-thruster; nozzle; finite element analysis

收稿日期: 2008-08-13; 修回日期: 2008-09-10。

作者简介: 孙威 (1981—), 男, 博士, 研究领域为 N_2O 单组元微推进系统。

0 引言

采用 N_2O 作为推进剂是当前微推进领域一个新的发展方向。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、双组元及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。国内外的多家研究机构已经在 N_2O 单组元、双组元及固液式推进系统研究和应用方面开展了很多工作, 并取得了丰硕的成果^[1-4]。其中, 北京航空航天大学从 2005 年开始至今, 已经在 N_2O 微推进系统设计、 N_2O 催化分解热力计算、 N_2O 微推力器内外流场仿真计算、 N_2O 微推力器结构设计及试验等方面开展了一系列的研究^[5-7]。

相对传统的肼单组元推进方式, N_2O 单组元推进的比冲性能偏低。分析表明, N_2O 单组元推力器达到 150s 的比冲就要求 1,170K 以上的反应温度。虽然 N_2O 完全分解温度可达 1,900K 以上, 理论上可以通过提高反应温度的方式来提高比冲性能, 但较高的温度也会对结构耐热能力提出更高的要求。因此, 有必要开展 N_2O 单组元微推力器的结构可靠性研究。

首先针对采用 N_2O 作为推进剂的单组元微推力器的比冲性能影响因素展开分析。然后利用有限元分析法对高空及地面试验两种工况下 N_2O 单组元微推力器喷管的结构温度场开展了数值仿真计算, 并进一步校核了地面试验喷管的强度。最后通过开展地面热试试验对微喷管的使用性能进行了验证。

1 N_2O 单组元推力器性能分析

1.1 热力计算模型及结果

热力计算采用计算平衡组份的化学平衡常数法, 认为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。初步计算选择四组份两反应的模型。四组份为 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。

N_2O 推进剂的初温取 300K, 催化分解室压强取 1MPa, 计算得到分解产物的组成及性质参数见表 1。

表 1 催化分解产物性质参数及成分
Tab.1 Property of N_2O decomposition products

名称	T/K	$M/(kg \cdot kmol^{-1})$	$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	k	N_2	O_2	N_2O	NO
数值	1925	29	1.83	1.29	66%	33%	0.04%	0.8%

注: T 为分解温度; M 为产物平均摩尔质量; ρ 为平均密度; k 为冻结比热比; 其余四项为分解产物中各成分的体积分数。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 。

1.2 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份变化, 燃气的定压比热是常量; 喷管出口为真空环境。相关参数的计算公式如下:

真空比冲

$$I_t = \frac{C_F \sqrt{RT_t}}{\Gamma}$$

推力系数

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_c}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right)$$

比热函数

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

扩张比

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{k} \left(\frac{2}{k-1} \right)^{\frac{k-1}{2(k-1)}}}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}$$

式中, T_t 为燃气温度; R 为气体常数; p_c 为喷管入口压强; p_e 为喷管出口压强; p_a 为外界环境压强; A_e 为喷管出口截面积; A_t 为喷管喉部截面积。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比、平均摩尔质量及分解温度。

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 300K, 固定喷管扩张比 100, 计算得到推力器的比冲及分解温度与 N_2O 分解效率的关系曲线, 见图 1。

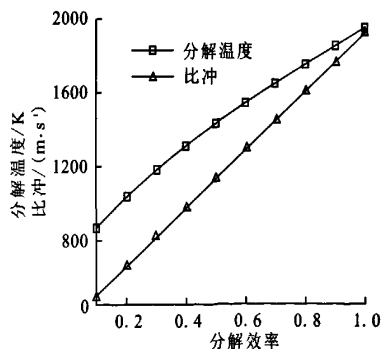


图 1 比冲及分解温度与分解效率的关系曲线

Fig.1 Specific impulse & temperature at various decomposition rates

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

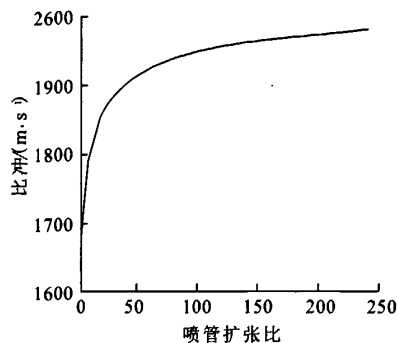


图 2 比冲与喷管扩张比的关系曲线

Fig.2 Specific impulse at various expansion ratios

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, 这是由于更多 N_2O 分解释热所导致的。从比冲与喷管扩张比的关系曲线中可以看到, 提高喷管扩张比也有助于推力器比冲性能的提高。

2 喷管结构温度场计算

2.1 物理模型及边界条件

喷管材料设为 1Cr18Ni9Ti, 结构参数可参见表 2。其中, D_e 表示喷管入口内径; h 表示喷管壁厚; α 表示喷管收敛角; β 表示微喷管扩张角; D_t 表示喷管喉径; ε 表示喷管扩张比。喷管入口混合气体设为 V_{O_2} 36.4% 和 V_{N_2} 63.6%, 压力为 1.0MPa。高空工况的入口气流温度设为理论温度 1925K; 出口为近似真空环境; 环境温度为 4K。综合考虑比冲设计要求及比冲性能计算结果, 将地面工况的入口气流温度设为 1500K; 出口为地面环境下的大气压力; 环境温度为 300K。由于目前地面试验没有开展推力测量, 从减小加工难度出发去掉了喷管扩张段, 因而地面工况下的结构温度场计算时也仅针对收敛喷管来开展。

表 2 微喷管结构参数

Tab.2 Structure parameters of micro-nozzle

D_c /mm	h /mm	α°	β°	D_t /mm	ε
8	2	60	30	0.85	100

内壁面设为对流换热边界条件,沿壁面对流换热系数可根据 Bartz 经验公式计算得到;外壁面设为辐射换热边界条件。在计算喷管结构内壁面边界条件,即喷管燃气侧换热系数及燃气的绝热壁温时,采用一维等熵流模型假设。由于喷管结构已知,根据一维等熵流模型的特点计算可得马赫数、静温及压力沿喷管轴向的分布情况。根据温度及气流的组成,可利用 Bartz 经验公式来计算壁面换热系数:

$$a_c = k' \frac{\mu^{0.2} c_p^{0.8} p}{D_t^{0.2} P_t^{0.6} c^*} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma_{bl}$$

式中, μ 为燃气粘性系数; D_t 为喉部直径; A_t 为喉部截面积; r_c 为喉部曲率半径; c_p 为燃气定压比热; p 为燃气总压; P_t 为普朗特数; c^* 为特征速度; σ_{bl} 为修正系数。

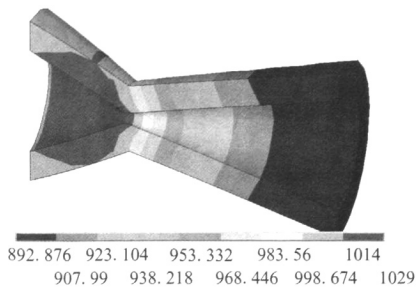
燃气的绝热壁温可由下式计算得到:

$$T_{aw} = (T_c)_{ns} \left[\frac{1 + \lambda \left(\frac{\lambda - 1}{2} \right) Ma_x^2}{1 + \left(\frac{\lambda - 1}{2} \right) Ma_x^2} \right] = (T_c)_{ns} R_n$$

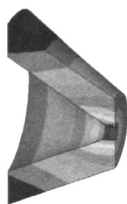
式中, T_c 为滞止温度; Ma_x 为当地马赫数; λ 为当地恢复系数; R_n 为有效恢复系数。

2.2 结构温度场计算结果及分析

如图 3 所示喷管结构温度场仿真结果,高空工况下的喷管结构最高温度约为 1029K,地面工况下的喷管结构最高温度约为 995K。



(a) 真空环境



(b) 地面环境

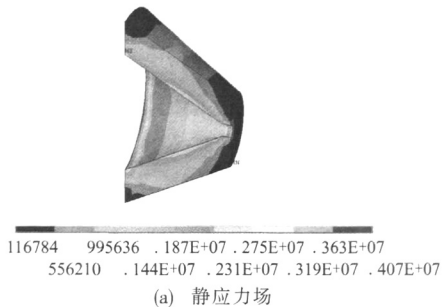
图 3 地面喷管结构温度场

Fig. 3 Temperature distribution of micro-nozzle

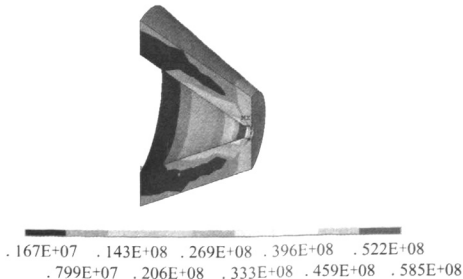
两种工况下喷管结构中的最高温度均出现在喉部处,这与实际情况是符合的,体现了喷管喉部热流密度大的特点。

3 喷管结构应力场计算

在结构温度场数值仿真的基础上,进一步对地面试验工况下喷管的静应力和热应力进行分析,校核其强度。内壁面的载荷边界条件由内部压力分布结果给定;喷管入口端设为轴向约束条件;出口端和外壁面为自由边界。静应力、热应力及耦合应力场的计算结果见图 4。



(a) 静应力场



(b) 热应力场

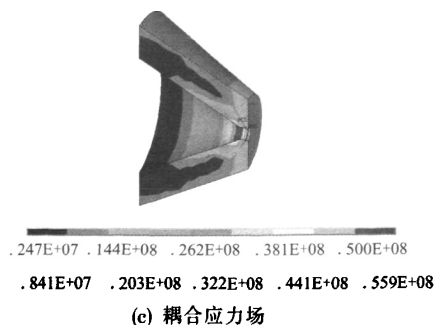


图 4 地面环境微喷管应力场

Fig.4 Stress distribution of micro-nozzle under ground condition

比较静应力及热应力分析结果发现, 由于喷管内部压力很低, 热应力的作用要远大于静应力, 因而静应力对喷管结构的影响可以忽略。耦合应力场与热应力场分布的相似性也说明微喷管结构应力分析中仅需考虑热应力的影响即可。应力分析的结果还表明, 地面试验工况下微喷管的最大应力点出现在喉部位置约为 56MPa, 在安全强度范围之内。

4 地面试验简介

研究 N_2O 单组元微推力器的主要性能参数包括初始预热能量、启动温度、分解温度及其它们的影响因素。分别针对几种不同结构的微推力器展开了地面环境下的 N_2O 催化分解测试试验。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, 试验装置参见图 5。

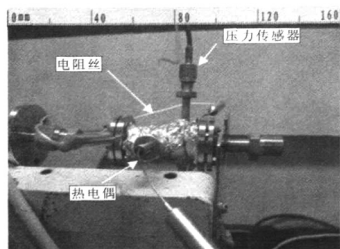


图 5 试验台

Fig.5 Ground test-bed

多台式的催化分解热试试验表明, 所设计的微喷管能够满足长时间、多次数重复使用的要求。有关地面试验的详细内容可参见参考文献 [7]。

5 结论

比冲性能影响因素分析、喷管结构场有限元分析及初步的地面热试试验结果表明:

(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) 在给定高空及地面工况下喷管结构最高温度均出现在喷管喉部处。

(3) 地面试验喷管结构主要受热应力的影响, 应力峰值出现在喷管喉部位置。

(4) 地面试验初步验证了所设计微喷管的可靠性。

参考文献:

- [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.
- [3] Gibbon D, Paul M, Smith M, et al. The Use of Liquefied Gases in Small Satellite Propulsion Systems [R]. AIAA 2001-3246.
- [4] Arves J P, Jones H S, Kline K, et al. Development of A N_2O /HTPB Hybrid Rocket Motor[R]. AIAA97-2803.
- [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.
- [6] 杨哲, 孙威, 田辉, 等. 一氧化二氮单组元微推进系统设计及仿真研究 [C]. 中国航天第三专业信息网第二十七届年会会议论文集. 2006.
- [7] Guobiao Cai, Wei Sun, Jie Fang, et al. Initial Results of BUAA Nitrous Oxide Micro-thruster Research [C]. 58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 2007.

(编辑: 马 杰)