

N₂O单组元推进器预热过程的建模*

霍雪亮, 韦 迪, 李路明

(清华大学 宇航技术研究中心, 北京 100084)

摘 要: 为了解决 N₂O 单组元推进器存在的预热能量消耗过大, 启动时间过长的问題, 在实验基础上建立了推进器预热过程的数学模型。模型的计算结果表明, 推进器外壳吸收的热量和通过外壳表面散失的热量各占预热总能量的 66% 和 31%, 是导致预热能耗过大的关键所在。通过改变模型参数, 对不同条件下的预热结果进行比较, 讨论了利用增大加热功率、缩小推进器尺寸和改良加热方式来减少预热能量的几种可行方案。

关键词: 单元推进剂; 预热; 建模; 能量损失

中图分类号: V511.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 01-0080-04

Modeling of N₂O monopropellant thruster pre-heating

HUO Xue-liang WEI Di LI Lu-ming

(Tsinghua Space Centre, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

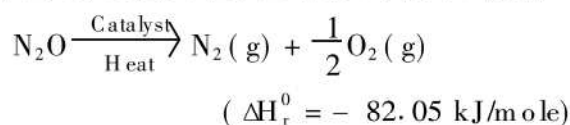
Abstract To evaluate pre-heating process of N₂O monopropellant thruster and reduce pre-heating energy, a numerical model was developed. The simulative result demonstrates that large energy input for N₂O decomposition is primary due to unnecessary heat energy absorbed by thruster casing and heat dissipation from thruster's sidewall which are 66 percent and 31 percent of total input energy respectively. Different pre-heating results are compared by changing the parameter of model. Suggestions are made to reduce pre-heating energy by means of increasing heater power, scaling down thruster, as well as improving heating method.

Key words Monopropellant Preheating Model Energy loss

1 引 言

N₂O 作为一种优良的推进剂近年受到了广泛的关注, 2001 年被欧空局认定为“绿色”推进剂^[1]。与传统的肼推进剂比较, N₂O 具有无毒、不易燃易爆、易操作等特性, 同时具有很高的饱和蒸汽压 (20℃时 5.1 MPa), 无需外加的推进剂管理设备即可实现自动进给, 减小了推进系统的质量。美国军方认为基于 N₂O 的推进技术从工程技术角度讲非常适合于微小型航天器或需要微小型推进系统的大型空间系统^[2]。

N₂O 单组元推进的基本原理可用如下化学式解释



N₂O 受热之后发生热分解反应, 生成 N₂ 和 O₂, 同时释放出热量。催化剂降低了反应的活化能, 使反应能够

在较低的温度下进行。一旦反应释放的热量足以维持反应的进行, 即反应释放的热量大于等于通过推进器外壁散失的热量与喷出气体带走的热量之和, 反应即可在无外界热量输入的情况下持续进行, 这种现象被称为 N₂O 分解反应的自维持^[1]。英国 Surrey 大学和北京清华大学已成功进行上百次 N₂O 自维持分解试验, 证明了 N₂O 单组元推进概念的可行性^[1~6]。

清华大学宇航中心从 2001 年开始致力于 N₂O 单组元推进热力学过程仿真、推进器小型化和工程化方面的研究^[3]。最新一轮试验成功的样机 NOMP-3 (Nitrous Oxide Monopropellant Prototype) 质量只有 37g, 反应室尺寸描述 8mm, 计算比冲约为 150~170s, 推力 0.019~0.1N, 点火时间 5ms 左右。该样机已经具备与现有肼推进器相媲美的尺寸、重量和性能。

目前 N₂O 单组元推进器需要解决的问题是, 由于热量损失造成的点火前催化剂预热能量过高 (接近

* 收稿日期: 2004-06-15 修订日期: 2004-10-23

基金项目: 清华大学基础研究基金 (JZ2002004)。

作者简介: 霍雪亮 (1981-), 男, 硕士, 研究领域为氧化二氮组单元推进及混合燃料推进。

8kJ)。虽然经过论证,微小卫星上的太阳能电池可以满足该能量要求^[4],但进一步减少预热能量可以使推进器更具竞争力,甚至有望在纳星上得到应用。为了节约预热能量、提高加热效率,清华宇航中心正在进行相关研究,其中包括对预热过程的建模工作。

2 N₂O 单组元推进及点火试验

清华大学最近试验成功的 NOMP-3 样机采用图 1 所示的外加热点火法,加热器功率为 35W。试验过程中,轴向均匀排布的热电偶(图中未给出)将记录系统的温度。图 2 是 NOMP-3 的试验数据图,温度为图示位置热电偶测得的出口气体温度,它清晰地表达了整个点火过程。在通入 N₂O 气体之前,先对推进器进行预热,活化催化剂。预热至合适温度(300℃左右)后通入 N₂O 气体。气体在催化剂表面发生剧烈反应,释放热量,温度迅速上升。当温度升至 750℃时,切断加热电源。此时虽然没有外部热量的输入,温度依然上升,说明反应释放的热量已经足以维持反应的继续进行,即点火成功。最终反应室的温度稳定在 900℃左右,反应达到稳定的自维持状态。

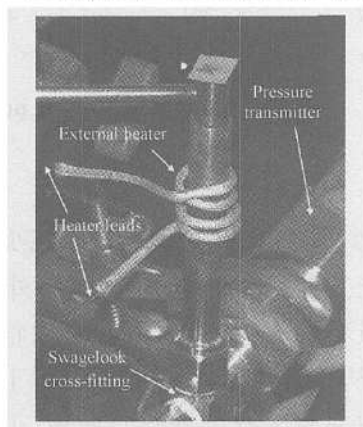


Fig 1 NOMP-3 (External heating)

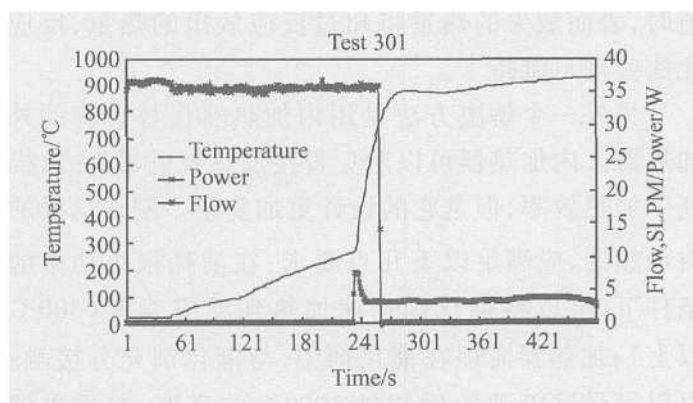


Fig 2 Start-up transient for NOMP-3

实验结果表明,虽然 N₂O 单组元推进器在启动之后无需外界能量输入即可自行工作,但为了达到反

应的初始条件,必须对催化剂进行预热。本实验中,外加热器在 4min 内提供了将近 8kJ 的能量用以加热催化剂。

3 预热过程建模

建立预热模型的主要目的在于通过对预热过程中系统的温度变化进行计算和模拟,预测预热效果,为优化预热过程、减少预热能量提供有力依据。

模型中的推进器结构如图 3 所示。推进器外壳材料是不锈钢,内部的催化床是碳化硅粉末,气体是空气。基本假设包括:整个系统(包括金属外壳,催化剂和内部气体)的温度在加热过程中保持一致;所有物质的比热不随温度发生变化;系统与外界仅存在对流换热。

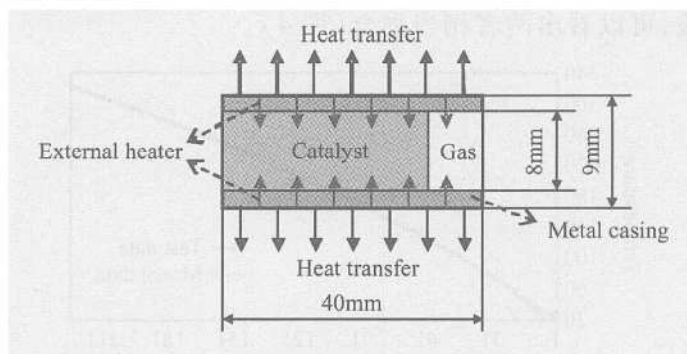


Fig 3 Pre-heating model schematics

根据简化的热力学第一定律,推进器系统内能的变化取决它与外界的热量交换^[7]

$$\dot{Q} = dE/dt \quad (1)$$

式中 $\dot{Q}$ 为外界与系统的热量交换功率, W; E 为系统内能, J; t 为时间, s

系统与外界的能量交换可以表示为

$$\dot{Q} = P_{\text{heat}} - \dot{Q}_{\text{lost}} \quad (2)$$

式中 P_{heat} 为加热器的加热功率, W; $\dot{Q}_{\text{lost}}$ 为系统向环境散热造成的热量损失功率, W。

表面对流换热成为计算中唯一需要考虑的散热方式,则式(2)简化成

$$\dot{Q} = P_{\text{heat}} - hS(T_f - T_a) \quad (3)$$

式中 h 为对流换热的表面传热系数, W/m²/K; S 为散热面积, m²; T_f 为系统的最终温度, K; T_a 为环境温度, K。

系统内能的变化表现在整个系统温度的变化上,包括金属外壳、空气和催化剂的温度变化

$$\frac{dE}{dt} = (M_{\text{air}}C_p + M_{\text{metal}}C_m + M_{\text{cat}}C_c) \frac{dT}{dt} \quad (4)$$

式中 M_{air} , M_{metal} , M_{cat} 分别为空气、金属外壳和催化剂质量, kg; C_p , C_m , C_c 分别为空气的常压比热容, 金属外壳和催化剂的比热, J/kg/K; T 为系统的温度, K。综合式 (1), 式 (3), 式 (4) 并简化求解, 得到最终的计算模型

$$T_f = T_i + \frac{(P_{\text{heat}} - hS(T_i - T_a))t}{hSt + M_{\text{air}}C_p + M_{\text{metal}}C_m + M_{\text{cat}}C_c} \quad (5)$$

式中 T_i 为系统的起始温度, K。

4 计算和结果分析

将数据代入式 (5), 其中起始和环境温度相等, 为室温 25℃; 加热功率恒定为 35W。将计算的结果与试验数据 (取本文前面提到的 NOMP-3 样机外加热点火试验中, 轴向均匀分布热电偶测温的平均值) 比较, 可以看出两者相当吻合 (图 4)。

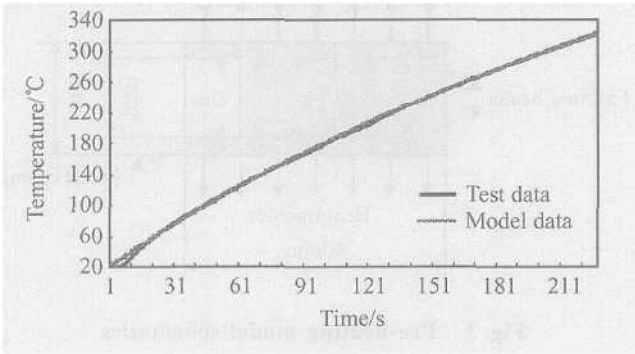


Fig 4 Comparison of experimental and computational results

式 (3), 式 (4) 表明, 加热器提供的热量, 除了部分通过对流传热方式散失, 主要用于加热金属外壳、催化剂和内部的气体。表 1 列出了热量的分配情况。

Table 1 Distribution of pre-heating energy

Type	Description	Equation	Energy /J	Fraction %
Q_{total}	Total energy	$Q_{\text{total}} = P_{\text{heat}} t$	7980	100
Q_{metal}	Energy for heating metal casing	$Q_{\text{metal}} = M_{\text{metal}} C_m (T_f - T_i)$	5285	66.23
Q_{cat}	Energy for heating catalyst	$Q_{\text{cat}} = M_{\text{cat}} C_c (T_f - T_i)$	210.98	2.64
Q_{air}	Energy for heating gas	$Q_{\text{air}} = M_{\text{air}} C_p (T_f - T_i)$	1.29	0.0162
Q_{lost}	Energy dissipated from surface	$Q_{\text{lost}} = \int_0^t hS(T_n - T_a) dt$	2482.73	31.11

Note: T_p , T_a : Same as above; T_f : 603.15K (322℃), the temperature at which N_2O is induced into the reaction chamber; t : 228s, the time when N_2O is induced into the reaction chamber

计算结果表明, 加热金属外壳消耗了 2/3 的加热总能量。另外有 31% 的热量通过推进器表面以对流

换热散失到周围环境中。而用于活化催化剂的热量只是很小一部分, 不到总热量的 3%。

根据催化分解的原理, 理论上只需将催化剂加热到活化温度, 就已经满足点火的条件。试验中金属外壳吸收的热量和通过表面散失的热量都是不必要的热量浪费。针对微小卫星对推进器尺寸、质量和功率等要求, 下面给出了一些降低热量损失的可行方法。

最简单的方法是增加加热功率。大功率短时间加热, 可减少加热器表面热量的散失。图 5 比较了几种不同功率的预热情况。表 1 中的公式可以计算预热的总能量。工作功率为 20W 的加热器将系统预热至 322℃, 需要消耗 12kJ 的热量。相同情况下, 35W 加热器消耗的能量为 7980J。如果将加热器功率提高到 50W, 达到相同温度所需的能量不到 7kJ。

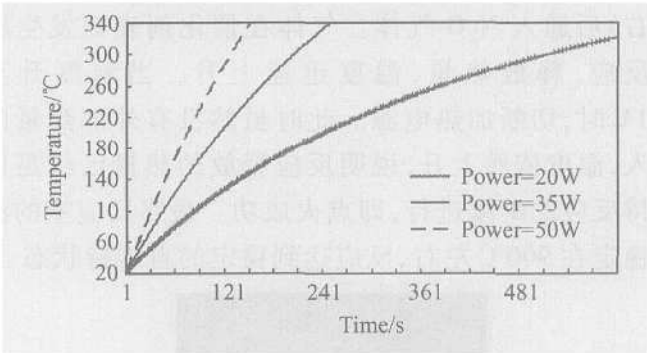


Fig 5 Pre-heating with different power (Simulation)

其次, 减少推进器外壳质量可以减少用于加热外壳的能量损失。图 6 给出了不同金属外壳质量的计算结果。可以看出, 减少金属质量可以很大程度上缩短预热时间, 从而减少预热能量。实际上可以通过缩小推进器体积来减少推进器外壳质量, 但是推进器的尺寸不能无限制缩小, 因为当反应室内径减小到一定值时, 表面散失的热量将超过反应放出的热量, 反应无法实现自维持^[1]。

另外一个解决方法是用内加热器代替现有的外加热器。内加热器可以避免直接加热推进器外壳, 提高了加热效率, 但是它的设计更加复杂。制作这样的内加热器, 应满足以下几点要求: 在消耗很小功率的条件下, 可以将催化剂迅速加热到反应温度 (300℃以上); 加热器需埋在催化剂中, 与催化剂充分接触; 可以经受反应开始后超过 1000℃ 的高温; 与推进器的整体装配兼容, 电气连接方便。目前, 内加热器的研制工作正在进行中。

最后, 减少金属外壳的散热面积, 以及在外壳表

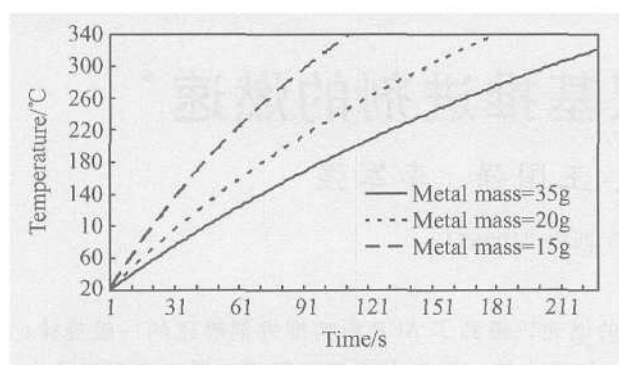


Fig 6 Effects of metal mass on pre-heating (Simulation)

面包裹绝热效果更好的保温材料,都可以在一定程度上减少推进器表面的热量损失。从长远考虑,如果推进器应用于真空环境,则不存在对流换热的问题,推进器表面的热量损失将大大减小。图 7 模拟了真空中不考虑表面热量散失的预热过程,结果表明真空中预热的时间明显较短,相应的加热器能量也较少。此结论有待在真空室中进行试验验证。

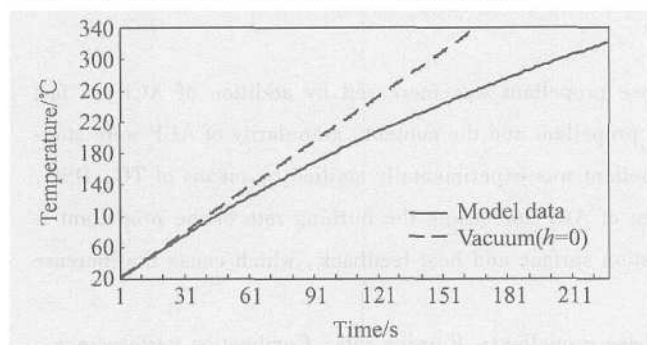


Fig 7 Pre-heating in vacuum (Simulation)

5 结论及工作展望

本文通过对 N₂O 单组元推进器预热过程的建模和分析,发现了导致预热能量消耗过大的主要原因:加热金属外壳的热量(占总能量的 66%)和通过外壳表面散失的热量(占总能量的 31%)。同时根据建模结果给出了一些减少预热能量的可行方法,包括:

(1)加大加热功率,缩短加热时间,减少推进器表面热量散失。

(2)缩小推进器外壳的尺寸,减少外壳金属的质量。但是受到反应条件和加工工艺的限制,推进器不可能无限制缩小。

(3)改进加热方式,用内加热器代替外加热器,提高加热效率。

(4)在发动机外部包裹绝热性能良好的保温材料,使表面热量散失降到最低。

本文建立了一个理想化的模型,而实际的预热过程还应涉及推进器外壳温度的非一致性、推进器与其他部件的连接热传导和表面热辐射、以及温度上升过程中热容非线性等问题。在今后的研究工作中,将在考虑上述实际问题的基础上,建立二维乃至三维的数学模型,对预热过程进行更加准确的模拟和仿真。同时需要进行不同加热功率、推进器外壳尺寸和保温层厚度的预热试验,以获取更多的试验数据来修正模型,增加工程应用性。

致 谢:

真诚地感谢为本研究工作做出贡献的人士:清华大学宇航中心郝红伟老师,刘方军老师,陈钊、唐铖、万科、胡龙、潘焕等同学,中国航天科工集团 31 所尹黎女士,浙江宁波奥琦自动化仪表公司孙磊先生,北京东华自动化仪表厂李少剑先生等。

参考文献:

- [1] Zakirov V A. Investigation into nitrous oxide propulsion operation for small satellite applications[D]. *Ph D. Thesis University of Surrey, England*, 2001
- [2] Zakirov V A, Goeman V, Lawrence T J et al Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space application[C]. *Proceedings of the 14th Annual AIAA /USU Conference on Small Satellites the United States* 2000
- [3] Zakirov V A. Li Lum ing N₂O research in Tsinghua[C]. *2th International Conference on Green Propellant for Space Propulsion, Sardinia, Italy*, 2004
- [4] Zakirov V A. Investigation into N₂O decomposer miniaturization[R]. *Report for Post-Doctoral Fellowship from Tsinghua University*, 2004
- [5] Zakirov V A. Richardson G, Sweeting M N, et al Surrey research update on N₂O catalytic decomposition for space applications[C]. *37th AIAA /ASME /SAE /ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City*, 2001
- [6] Zakirov V A, Sweeting M N, An update on surrey nitrous oxide catalytic decomposition research [C]. *15th AIAA /USU Conference on Small Satellites the United States* 2001
- [7] 张学学. 热工基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2000

(编辑: 朱立影)