

一种用于微纳卫星的丙烷微推进系统

晋晓伟, 童 飞, 马 键, 李 平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了一种应用于某微纳卫星的丙烷微推进系统, 该推进系统利用换热模块, 在不额外消耗星上电能的情况下实现“液-气”的可靠转化, 利用自身的稳压模块和控制模块, 系统可实现 50 mN 推力的快速精确控制。通过轻量化设计技术, 系统总重仅 2.5 kg。

关键词: 液化气; 微推进; 丙烷; 微纳卫星

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 01-0017-05

Propane micro propulsion system used in micro and nano satellite

JIN Xiao-wei, TONG Fei, MA Jian, Li Ping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A propane micro propulsion system used in a micro and nano satellite is introduced. With this system, the “liquid-gas” transformation was achieved without any extra consumption of energy on satellite by a heat exchange module. The propulsion system can realize a fast and accurate control for the thrust of 50 mN by the aid of pressure-stabilizing module and control module in the micro propulsion system. The dry mass of the system based on the miniaturization technology is only 2.5 kg.

Keywords: liquefied gas; micro propulsion; propane; micro and nano satellite

0 引言

微型航天器一直是空间应用领域一个重要的分支。从国内外发展情况来看, 卫星走了一条从小到大, 又从大到小的道路。卫星的大小分类, 经过多年发展基本形成以下共识: 10~100 kg 量

级为微卫星 (Micro satellite), 1~10 kg 量级为纳卫星 (Nano satellite)。从国外统计情况看, 小型卫星更具有成本上的优势。

微纳卫星具有重量轻、体积小、成本低、研制周期短及可批量生产的特点, 具有较好的适应性, 便于实现空间组网形成星座或星群, 是未来航天领域的一个重要发展方向, 在军用、民用及

收稿日期: 2011-11-07; 修回日期: 2011-12-06

基金项目: 国家航天高技术项目 (2007AA70540)

作者简介: 晋晓伟 (1982—), 男, 工程师, 研究领域为液体推进系统
万方数据

科研领域均具有广阔的发展空间。与此配套的轻量化且低成本的微推进系统也将大量应用。

在微纳卫星推进系统中,目前技术成熟的有化学推进、冷气推进和电推进等技术;在研的有固体推进、胶体推进和微机电系统微推进等技术。从工程应用情况看,其中只有冷气推进和电推进技术适用于要求微小推力(毫牛量级)调节的微型航天器。

1 微纳卫星对推进系统要求

微纳卫星一般对重量、体积、功耗和推力量级有着严格的要求。微纳卫星一般对推进系统有以下技术要求:

- 1) 重量轻;
- 2) 功耗低,减小卫星电源负荷;
- 3) 推力小,推力从几毫牛到几十毫牛量级;
- 4) 推力精确,以满足高精度控制要求。

此外,某些微纳卫星要求推进系统具有较宽的工作温度范围。

本研究中,微纳卫星总质量大约 10 kg,推进系统干重要求不大于 3 kg,长期功耗要求不大于 5.3 W,推力 50 mN。

2 推进剂比较

由于微纳卫星对推进系统的功耗限制,微推进系统选择冷气推进较为合适。冷气推进包括压缩气推进和液化气推进。液化气推进是指推进剂以液态贮存,通过加热或气化装置使液态推进剂气化,再通过推力器喷射产生推力的推进方式。液化气推进系统以低成本、低功耗、高可靠性和小型化的优点,适应了低成本微型航天器要求,越来越受到国内外航天推进研究机构的重视。

目前已实际应用的几种液化气推进剂有丙烷、丁烷、氨和一氧化二氮等,性能见表 1。

上述几种液化气推进系统中,一氧化二氮和二氧化碳贮存压力远远高于其他 3 种推进剂的贮存压力,造成贮存单元和系统管路质量较大,系统质量难以满足微纳卫星的要求。

万方数据

表 1 几种常用液化气推进剂性能

Tab. 1 Properties of typical liquefied gas propellants

推进剂	丁烷	丙烷	氨	一氧化二氮	二氧化碳
分子式	C ₄ H ₁₀	C ₃ H ₈	NH ₃	N ₂ O	CO ₂
20 °C时贮存压力/MPa	0.21	0.84	0.83	5.2	5.73
密度/(kg·m ⁻³)	530	430	550	740	760
理论比冲/(N·s·kg ⁻¹)	684	746	1 030	643	639
密度比冲/(N·s·L ⁻¹)	362	321	566	476	485

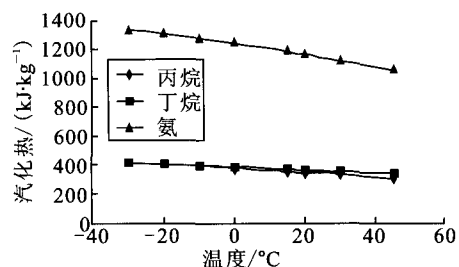


图 1 丙烷、丁烷和氨的气化热

Fig. 1 Evaporation heat of propane, butane and ammonia

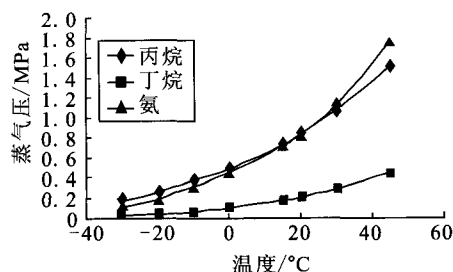


图 2 丙烷、丁烷和氨的蒸气压

Fig. 2 Vapor pressure of propane, butane and ammonia

常用的丙烷、丁烷和氨三种推进剂中,虽然氨的饱和蒸气压与丙烷相当,贮箱压力也相对较低,且比冲较高,但是氨的气化热较大(见图

1), 充分气化需要的加热功率较大。丙烷和丁烷在性能上差别不大。两者密度比冲接近, 气化热比较接近, 具有无毒、无污染和贮存压力低的特点, 安全性好, 推进系统简单, 质量较小, 因此在微纳卫星上被广泛应用。

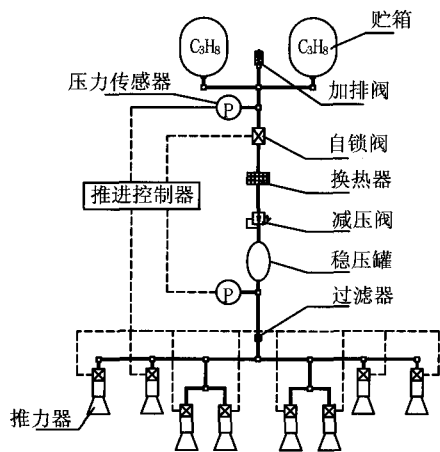
两者相比, 丙烷的饱和蒸气压较高 (见图 2), 沸点为 $-42\text{ }^{\circ}\text{C}$, 在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 仍能提供不小于 0.1 MPa 的压力, 丙烷气体温度适应范围比较宽。丁烷的饱和蒸气压较低, 在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时为 0.1 MPa 左右, 明显低于丙烷, 在没有足够加热的情况下, 容易液化, 难以满足微纳卫星的工作环境条件。

通过分析, 丙烷能够完全满足微纳卫星提供的工作环境条件。

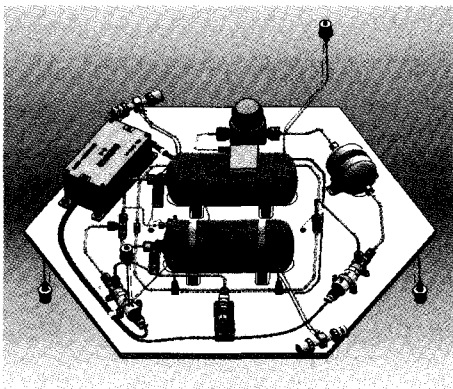
综上所述, 从减小质量和降低功耗, 满足工作温度范围等方面综合考虑, 该量级的微纳卫星选择丙烷微推进系统较为合适。

3 丙烷微推进系统

推进系统主要由贮箱、加排阀、自锁阀、换热器、减压阀、稳压罐、过滤器、推力器、推进控制器以及压力传感器等组成 (见图 3)。



(a) 原理图



(b) 模装图

图 3 丙烷微推进系统
Fig. 3 Propane micro propulsion system

其中压力传感器包括一个高压传感器和低压传感器, 分别用于监测贮箱压力和推力器入口压力。卫星在飞行过程中的特定时刻, 推进控制器根据星上控制指令给微推进系统的自锁阀通电, 自锁阀打开。贮箱中处于饱和状态的丙烷, 经自锁阀节流孔节流后初步气化, 流经蒸发器吸收热量后充分气化。丙烷气体经减压阀调节压力后, 向稳压罐充填, 最终到达推力器前。待稳压罐压力达到系统设定压力时, 系统增压完毕。

当需要某台推力器工作时, 推进控制器根据指令给该推力器的控制阀通电, 阀门打开, 工作气体进入喷嘴, 经喷嘴加速喷出, 产生推力。推进系统工作过程中, 实时监测系统压力和各电磁

阀状态, 并将系统工作状态信息上传给星上控制系统。

4 微推进关键技术

4.1 推进剂气化供应

微纳卫星无法提供单独的气化加热功率。采用电加热气化方式不利于这一要求。为此, 微推进系统设计了一套以卫星内部散热单元为热源气化装置, 通过吸取星上散热, 对推进剂加热, 减小了卫星电源功率的消耗。

推进系统气化装置主要由推进剂贮箱和换热模块组成。推进系统工作模式为间歇性的, 在不

工作的时间内, 换热模块将散热单元热量传递至推进剂贮箱, 液态推进剂吸收热量后, 推进剂温度会升高, 可以将能量储存。贮箱出口处的自锁阀上设置了节流元件, 当自锁阀打开时, 液体推进剂在饱和蒸气压作用下从贮箱内流出, 通过自锁阀节流孔压力降低, 初步气化, 随后进入换热模块, 推进剂进一步吸收热量充分气化。气化后的推进剂经过下游的减压装置后, 压力下降到工作压力, 由于工作压力低于推进剂饱和蒸气压, 因此供应推力器的工质为气体状态。

由于推进剂的气化吸热, 连续工作情况下, 贮箱中剩余推进剂的温度会不断下降, 饱和蒸气压也随之下降, 要保证系统正常工作, 饱和蒸气压不能低于减压阀入口最低压力要求, 贮箱中液化气温度不能低于维持饱和蒸气压对应的温度。设减压阀入口压力为 0.2 MPa, 则相应的推进剂温度不能低于 26 ℃。图 4 为热量传递示意图。

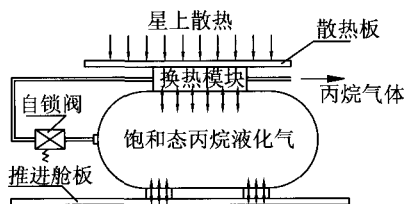


图 4 热量传递示意图

Fig. 4 Schematic of heat transfer

丙烷从液态转变成气态, 需要从热源吸收热量。推进剂的气化功率按下式计算

$$P = (c_p \Delta T + c) \dot{m} \quad (1)$$

式中: P 为气化功率, W; c_p 为液体定压比热, kJ/kg·K; ΔT 为液体温度升高值, K; c 为液体气化热, kJ/kg; \dot{m} 为推进剂质量流量 g/s。

根据星上温度范围, 假设推进剂初始温度 T_0 为 15 ℃。通过计算, 得到推进系统连续工作时间, 以及贮箱温度恢复时间与贮箱中剩余推进剂质量关系, 具体结果如表 2 所示。

微纳卫星的姿控工作方式为短期脉冲工作, 工作间隔时间较长, 贮箱中推进剂有足够时间恢复到星上环境温度, 因此可以保证推进系统推进

剂的气化要求。

表 2 推进系统工作时间

Tab. 2 Operating time of propulsion system

液体丙 烷余量 /%	工作时推进剂冷 却速度 /(℃·s ⁻¹)	连续工作 时间 /s	温度恢复 时间 /s
100	0.035 3	1 132	9 716
50	0.070 7	566	4 858
25	0.141 3	283	2 429
10	0.350 9	114	972

4.2 微小推力精确控制

微纳卫星要求推力精确, 以满足高精度控制要求。根据推力公式

$$F = m I_{sp} \quad (2)$$

式中: $I_{sp} = [2\omega + \pi] \varepsilon C_{th}$ 为推力器比冲, 代入上式并简化得到推力

$$F = [2\omega + \pi] \varepsilon p_c A_t \quad (3)$$

式中: p_c 为推力器内工质压力; A_t 为喷嘴喉部面积; 动压 ω 、压比 π 和扩张比 ε 为推力器出口气流马赫数的函数, 与推力器结构有关。在结构一定的情况下, 推力精度与室压精度密切相关。

微纳卫星推进系统的推力量级小, 推力精确控制难度较大。由于推力为几十毫牛量级, 减压阀的压力振荡和推力器的快速动作产生的压力脉冲, 均对推力精度产生明显的影响。

实现微小推力的精确控制, 关键是压力控制, 为此系统设置了一个微型减压阀和一个稳压罐 (见图 5)。减压阀将压力变化的高压冷气源压力降为低压, 压力相对稳定。稳压罐可以对减压阀产生压力振荡和推力器的打开关闭引起的压力脉冲起到缓冲作用, 相当于一个压力“滤波器”。

通过上述控制技术, 实现了对推力器入口压力稳定调节和对压力脉动的抑制, 实现了推力器 50 mN±7% 量级推力的精确控制。

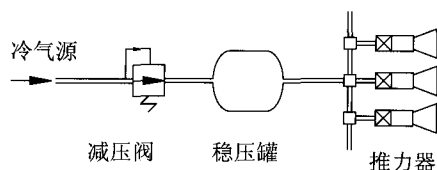


图 5 推力精确调节示意图

Fig. 5 Schematic of thrust accurate control

4.3 轻量化设计

微纳卫星在结构上要求体积小、重量轻, 因此对于微推进系统, 轻量化设计非常关键。微推进系统小型化设计包括系统层面和组件层面。

系统层面主要是通过优化系统组成及布局, 减小不必要的冗余质量。推进剂的选择对系统轻量化非常重要, 选取饱和蒸汽压较低的丙烷液化气作为推进剂, 可以降低系统工作压力, 使系统主要承压件的质量明显减小。推进剂密度高, 可以减小贮存单元的结构尺寸。

组件层面主要是在满足功能的基础上, 优化结构、材料和工艺, 实现尺寸和质量的优化。组件小型化设计方面, 微推进系统采用了微型电磁阀、微型压力调压阀门和轻质压力容器等组件。微型电磁阀部分, 丙烷微推进系统包括 8 台微型推力器和 1 台自锁阀, 通过结构优化, 推力器质量仅 33.5 g, 自锁阀质量仅 25.8 g。

通过系统和组件的轻量化设计, 丙烷微推进系统干重不到 2.5 kg。

5 结论

丙烷微推进系统具有轻量化、功耗小、推力量级小、推力精度高、工作时间长和温度适应范

围宽的优点, 完全满足微纳卫星应用要求。

该研究中丙烷微推进系统实现了 $50 \text{ mN} \pm 7\%$ 量级推力的精确控制, 系统干重不到 2.5 kg, 长期功耗不大于 5.3 W。

丙烷微推进系统中的减压阀和推进控制器体积和质量较大, 与国外目前技术差距较大, 轻量化设计方面还有较大的改进空间。

参考文献:

- [1] GIBBON D, PAUL M. The use of liquefied gases in small satellite propulsion systems, AIAA 2001-3246 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [2] GIBBON D, WARD J. The design, development and testing of a propulsion system for the SNAP-1 nanosatellite [R/OL]. [2009-11-04]. <http://www.sstl.co.uk>.
- [3] 魏青, 薛国宇. 微小卫星液化气推进技术[J]. 上海航天, 2003(5): 47.
- [4] 马彦峰, 边炳秀. 液化气体推进剂在微小卫星推进系统中的应用[J]. 空间控制技术与应用, 2008(2): 60-62.
- [5] 毛根旺, 唐金兰. 航天器推进系统及其应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.
- [6] JEFFREY G Reichbach, RAYMOND J Sedwick, MANUEL Martinez Sanchez. Micropropulsion system selection for precision formation flying satellites, AIAA 2001-3646[R]. USA: AIAA, 2001.
- [7] SURREY. Nanosatellite applications platform [EB/OL]. [2009-11-04]. <http://www.sstl.co.uk>.
- [8] PETE Smith, ROLAND McLellan, DAVE Gibbon. Smallsat propulsion [EB/OL]. [2009-11-04]. <http://www.sstl.co.uk>.
- [9] 韩先伟, 周军, 唐周强, 等. 微型推进系统技术方案研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 1-7.
- [10] 林来兴. 现代小卫星的微推进系统 [J]. 航天器工程, 2010 (6): 13-14.

(编辑: 陈红霞)