

# 闪蒸射流推进的应用

魏 青, 郭尚群

(上海空间推进研究所, 上海 200233)

**摘 要:** 过热液体在低气压 (低于其饱和蒸汽压) 环境下, 会发生剧烈的蒸发, 即过热液体的闪蒸现象。利用这一特性, 当过热液体通过喷嘴喷射到真空环境时, 便会发生闪蒸射流, 其中部分液体发生剧烈的汽化, 并以高速分离, 产生反作用力, 从而实现喷气推进。利用闪蒸射流特性的推进方案成功地应用于某伴飞卫星的推进系统中, 实现了卫星伴随飞行的目标, 取得了良好的结果。

**关键词:** 闪蒸; 射流; 推进; 微小卫星

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2010) 03-0019-05

## Application of the flashing jet propulsion

Wei Qing, Guo Shangqun

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

**Abstract:** When overheated liquid is depressurized rapidly and the internal temperature is above the saturation temperature under the final condition, the meta-stable liquid will change toward its new equilibrium condition through violent evaporation. It is so called flashing of overheated liquid. Flashing jet occurs when overheated liquid sprays into vacuum through a nozzle. It results in jet propulsion when a fraction of liquid is vaporized rapidly and two-phase flow is formed. This propulsion technology is successfully applied to the propulsion system of the accompanying satellite.

**Key words:** flashing; jet; propulsion; microsatellite

收稿日期: 2009-12-13; 修回日期: 2010-01-12。

作者简介: 魏青 (1972—), 男, 硕士, 研究领域为微小卫星推进及组件技术。

0 引言

当液体的温度高于其所处压力下饱和蒸汽温度时，称其为过热液体。由于过热液体处于热不平衡状态，必须通过蒸发释放过热量，而这种蒸发过程往往非常激烈，这就是通常所说的闪蒸。

过热液体射流到低压力环境（背压）时，在绝热情况下，蒸发所需的潜热只能来自于其余液体的潜热。首先，潜热通过在液面蒸发释放出来，当液体内部的热不能及时地传递到液面时，蒸发将在液体的内部以气泡膨胀的形式发生，这个过程非常剧烈，并且气泡的膨胀破碎又将液体打碎成细小的液滴，最终形成两相流的喷射。图 1 是 R134A（四氟乙烷）的闪蒸射流照片<sup>[1]</sup>。

液体饱和蒸汽压相对于环境压力的比值  $R_p$  是闪蒸射流形成的一个重要参数，通过对异辛烷的闪蒸射流试验研究表明：当  $R_p$  小于 10 时，液体在射流过程中基本不发生蒸发；当  $R_p$  大于 100 时，便会观测到十分明显的闪蒸射流<sup>[2]</sup>。



图 1 R134A 闪蒸射流照片  
Fig.1 Photo of flashing jet of R134A

1 闪蒸射流的推进性能分析

微小卫星推进系统的能耗、体积、重量以及成本是其主要制约因素。可应用于微小卫星的推进方案主要有三类：直接冷气喷射推进、燃烧分解喷射推进以及电推进等，但由于系统复杂性和功耗等因素限制了后两者在微小卫星（尤其是总重 100kg 以下卫星）的应用，在微小卫星中应用最广泛的仍然是冷气推进以及其他改进型的冷气推进（如液化气推进和 Resistojet 等<sup>[3]</sup>）。

冷气推进系统简单，但最大的问题在于推进工质的贮存密度较低，尽管可以通过提高气体的

贮存压力改善这一问题，但代价是气瓶安全性降低、重量增加。液化气推进方案通过将气体液化贮存，极大地提高了推进工质贮存密度<sup>[4]</sup>，但由于工作时需要将液体转换成气体（在贮箱或者是 Resistojet 中），汽化潜热只能全部通过星上电能提供，这对液化气推进方案在微小卫星的应用范围有一定限制，即一次提供推力冲量的值较低。

在闪蒸射流形成过程中，气体的蒸发所需的潜热来自于其余部分液体的显热，也即通过一部分液体温度下降而产生的热量供给另一部分液体蒸发，这样对于外界能量的需求就很少。当然，由于部分工质最终以液态喷射出去，降低了推进的性能（主要是比冲）。表 1 列举了液氮在闪蒸射流时的测试数据（具体测试见下一章节），从表 1 来看，尽管在液氮闪蒸射流情况下，其质量比冲相对  $N_2$  较低，但密度比冲比 23MPa 下的  $N_2$  还高，使得贮箱（气瓶）的容积可以更小，并且由于液氮的贮存压力（20℃下的饱和蒸汽压为 0.86MPa）远低于 23MPa，贮箱的重量可以得到进一步的减少。综合考虑卫星的实际需求，闪蒸射流下推进性能的降低是完全可以接受的。

表 1 液氮闪蒸射流和冷气推进性能对比

Tab.1 Comparison of propulsion performance  
of flashing jet and cold gas

	冷气推进( $N_2$ )	闪蒸射流推进( $NH_3$ )
质量比冲	660(N·s)/kg	323(N·s)/kg
密度	0.264 kg/L(23MPa)	0.610 kg/L(0.86MPa)
密度比冲	174.2(N·s)/L	197.1(N·s)/L

2 地面试验情况

以液氮为介质，在液氮温度为 +20℃、+15℃、+10℃、+5℃、0℃、-10℃下，测量液氮闪蒸射流下的推力性能。所用的推力器采用一般的冷气推力器，喉部口径约为 0.8mm。

试验装置原理如图 2 所示，液氮直接由贮罐底部引到推力器进口，以确保推力器进口为液态，利用电子台秤测量推进剂的消耗量，同时利

用力传感器测量推力, 推进剂温度利用冷冻剂进行降温。图中:  $T_1$  为推进剂在贮箱内的温度;  $T_{in}$  为推进剂在推力器入口处的温度;  $T_{th}$  为推力器接近喉部处的温度;  $T_e$  为推力器出口处的温度。

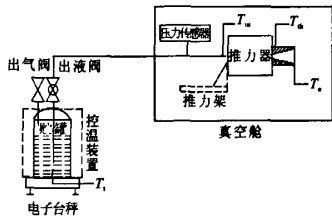


图 2 液氨闪蒸射流下推进性能测量

Fig.2 Thrust measurement of liquid ammonia flashing jet

推力器工作过程中, 在喷口外部可看见明显的雾状喷射情况, 并且不时有一些白色颗粒状物喷射出来, 而且入口推进剂的温度越低, 则颗粒状的物质喷射越多。白色颗粒物质是液氨在流动过程中, 由于部分被汽化带走了大量热量而形成的冰粒 (液氨的冰点在  $-77^{\circ}\text{C}$  左右)。

图 3 是推进剂在  $9^{\circ}\text{C}$  下, 推力器工作 100s 的推力-时间曲线, 图 4 是各点温度变化情况。在

100s 工作过程中推力有一定波动, 这些波动主要是由于液体在喷管中高速流动形成的冰粒所致。但从整个时间段观察, 推力基本维持不变。

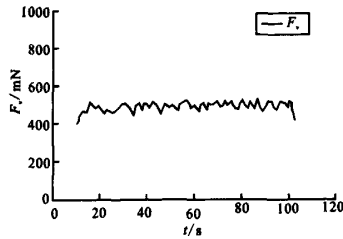


图 3 推力变化情况

Fig.3 Curve of thrust

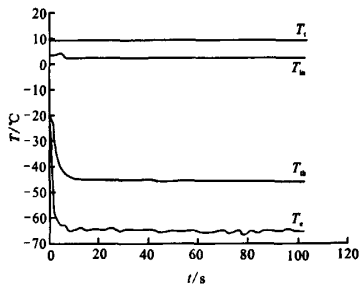


图 4 各测点温度变化情况

Fig.4 Curve of temperature

表 2 试车数据汇总表

Tab.2 Test data with liquid ammonia at different temperatures

液氨温度 $T/^{\circ}\text{C}$	喷嘴出口 温度 $T_1/^{\circ}\text{C}$	喷嘴喉部 温度 $T_{th}/^{\circ}\text{C}$	推力器进口 温度 $T_{in}/^{\circ}\text{C}$	推力器入口 压力 $p_{in}/\text{MPa}$	推力 (平均值)/ $F/\text{mN}$	总冲 $N\cdot s$	流量 $\text{g/s}$	比冲 $(N\cdot s)/\text{kg}$
-0.7	-68.4	-52.2	-9.1	0.38	394	40.1	1.23	320.3
-0.1	-68.4	-55.4	-4.5	0.39	365	37.0	1.11	328.8
3.8	-65.8	-49.1	-0.2	0.47	438	44.8	1.34	326.8
4.3	-68.3	-52.8	-0.9	0.47	451	46.1	1.52	296.2
5.4	-68.5	-48.9	-0.4	0.48	478	50.1	1.53	312.4
8.7	-65.3	-45.1	0.9	0.51	486	49.5	1.68	287.7
8.7	-68.1	-46.0	1.7	0.51	487	50.8	1.61	302.5
9.0	-69.2	-46.2	1.7	0.52	519	53.5	1.69	307.4
14.0	-65.5	-43.7	8.5	0.66	669	68.5	2.23	300.0
14.3	-66.3	-46.1	8.0	0.66	663	67.5	2.09	317.6
20.9	-65.0	-39.9	13.5	0.80	892	94.0	2.56	348.4
21.1	-67.3	-41.7	12.8	0.78	852	90.8	2.41	353.7

表2汇总了液氨在不同温度下闪蒸射流产生推力和比冲实测值。

### 3 应用实例

伴飞卫星是总重为42kg的微小卫星，其推进模块首次采用了液氨闪蒸射流推进方案，为卫星伴随目标绕飞提供轨道控制能力。2008年10月，伴随卫星通过多次轨道控制，成功地进行了伴随目标的绕飞。

#### 3.1 伴随卫星推进模块

推进模块的系统原理图和布局图分别见图5和图6。推进模块采用两个1.2L贮箱贮存推进剂液氨，采用一个加排阀对贮箱进行加注。贮箱下游设置了过滤器和自锁阀。自锁阀后的支路上配置一台推力器，其几何轴线通过卫星质心。

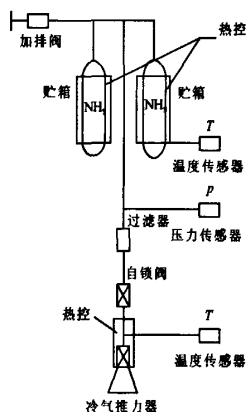


图5 推进模块系统原理图

Fig.5 Schematic of the propulsion system

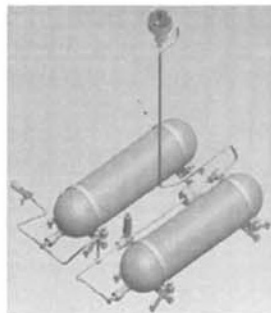


图6 推进模块系统布局图

Fig.6 Arrangement of the propulsion system

由于氨的液化气特性（即其饱和蒸汽压只和温度相关），当贮箱中液氨占贮箱容积的15%~85%时，贮箱的压力不会变化，这样就可以省去减压阀，而同样可保持推力不变。

模块上还设置了一个压力传感器用于测量贮箱压力，两个温度传感器分别用于测量贮箱出口温度和推力器入口温度，整个模块的工作特征参数状况得到监控。

#### 3.2 飞行情况

在伴飞过程中，推进模块总共进行8次工作，第1次工作为试喷，进行推进模块的自检，没有通过推进模块工作前后的测定轨评定推进模块性能；其余7次工作均利用测定轨的数据推算出卫星的速度增量，并和预期速度增量相比较，评估模块的推力偏差（和地面试验相比较）。

在实际飞行中，利用液化气饱和蒸汽压只和温度相关的特性，通过贮箱的热控闭环控制得到稳定的贮箱温度（即贮箱压力）。从第3次工作开始，设定了 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 的控温范围，遥测数据分析表明，贮箱的温度均控制在 $\pm 1^\circ\text{C}$ 的范围（即只有 $0.5^\circ\text{C}$ 的过冲），很好地稳定了箱压。在后6次推力器工作初始时，贮箱压力在0.653~0.685MPa（详见表3）范围内，压力波动值仅为0.032MPa。

表3列出了8次工作的一些推进模块的参数、产生的速度增量等数据。从表3可以看出，根据卫星实际测定轨反算出的推力比地面高空试车测量得到的推力小5%~15.5%。

这其中，值得注意的是：当推力器开机时长较长时（如超过20s），反算出的推力值和地面试验得到的数据只有不到5%的偏差，与地面试验数据十分接近。这种偏差还包括了变轨时的姿态、推力不通过卫星质心以及测定轨误差等因素，考虑到这些因素，地面测量偏差可能更小。

当推力器工作时间较短时，推力偏差就较大，一般在15%左右，可能的原因是：由于推力器处的热控工作，造成靠近推力器端部分推进剂汽化，在推力器工作时，这部分气体首先喷射出去，气体的喷射产生的推力偏小，当工作时间较长时，这种影响不明显，一旦工作时间较短，对最终所得到的平均推力就有较大影响。

表 3 伴星推进模块工作情况  
Tab.3 Operation data of the propulsion system

工作次数	要求的速度增量 m/s	实际的速度增量 m/s	实际开机时长 s	工作初始贮箱压力 MPa	工作初始贮箱温度 ℃	工作初始推力器温度 ℃	推进效率*	备注
1	-		15.36	0.657	10.61	19.54	-	试喷
2	0.5000	0.4624	28.67	0.707	13.43	19.32	0.9467	
3	0.5000	0.5092	32.77	0.667	11.85	20.20	0.9664	
4	0.1000	0.1001	7.17	0.685	11.95	21.77	0.8494	
5	0.1348	0.1281	9.22	0.682	12.83	22.57	0.8497	
6	0.2880	0.3169	20.48	0.675	12.44	21.32	0.9554	
7	0.2036	0.1898	13.31	0.669	11.76	25.05	0.8500	
8	0.1064	0.0949	7.17	0.653	11.56	20.42	0.8451	

\*: 推进效率指测定轨反算出的推力和地面测量推力的比值。

参考文献:

4 结论

通过地面试验和飞行试验, 验证了闪蒸射流应用于空间推进的可行性, 并且其具有如下优点:

- (1) 利用推进剂自身的内能实现闪蒸, 对能源的需求降至最低;
- (2) 系统不需要设置减压阀便可获得稳定的推力, 将系统构造最简化;
- (3) 选择较低饱和蒸汽压的推进剂可以降低贮箱的承压要求, 但仍然可以获得较高的密度比冲;
- (4) 通过控制贮箱内推进剂的温度, 可以控制贮箱的压力, 进而可实现推力调节。

上述的这些优点, 使得闪蒸射流在微小卫星推进系统中的应用前景更为广泛。

[1] Yildiz D, J P A J van Beek. Understanding of Dynamics of a Two-Phase Flashing Jet Using Multi-Intensity-Layer PIV and PDA [C]. 11th International Symposia on Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 8-11 July 2002, Lisbon, Portugal.

[2] Simoes-Moreira J R, Angelo E, Vieira M M. New Insights into the Flashing Jet Phenomenon[R]. AIAA 2001-3036.

[3] Smith P, McLellan R, Gibbon D. Smallsat Propulsion[C]. 5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 4-8 April 2005, Berlin, Germany.

[4] Gibbon D, Paul M, Smith P. The Use of Liquefied Gases in Small Satellite Propulsion Systems [R]. AIAA 2001-3246.

(编辑: 陈红霞)