

微小卫星贮箱内两相流界面变形定位及控制管理

李章国¹ 刘秋生¹ 侯 辉² 魏 青² 郭尚群²

(1. 中国科学院微重力重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190;

2. 上海空间推进研究所, 上海 200233

摘 要 液化气推进技术是微小伴随卫星在轨飞行采用的一种新型推进技术。微小伴星空间调姿、变轨过程需精确的推力控制, 因此必须了解卫星推进系统中推进剂的形位分布。本文理论分析了空间微重力环境下液化气推进剂气/液界面的形位分布及变化, 并通过落塔实验验证了微重力环境下有效控制液体推进剂的管理方法。

关键词 气/液两相界面; 液化气推进; 微小伴随卫星; 数值模拟; 落塔实验

中图分类号: O359+1 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2010)04-0606-03

INVESTIGATION OF TWO-PHASE FLOW INTERFACE DEFORMATION AND PROPELLANT MANAGEMENT IN TANK OF MICROSATELLITE

LI Zhang-Guo¹ LIU Qiu-Sheng¹ HOU Hui² WEI Qing² GUO Shang-Qun²

(1. National Microgravity Laboratory, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract Liquefied gas propulsion is an advanced propulsion technology which has been used in the flight of concomitant microsatellite. The distribution of liquid propellant in the tank must be known to precisely control the thrust for the attitude adjustment and orbit change of the microsatellite. The computational simulations have been performed to investigate the motion of the gas-liquid interface of propellant in the tank of on-orbit spacecraft under micro-gravity environment. And drop tower experiments have been conducted to verify the effective method of propellant management in microsatellite.

Key words gas-liquid interface; liquefied gas propulsion; concomitant microsatellite; numerical simulation; drop tower experiment

0 引 言

微小伴随卫星是指伴随在另一航天器附近作周期性相对运动的卫星。伴随飞行技术是国际上航天领域的一项重要应用技术, 国外已有多个研究和发
展计划, 如德国的 Inspector 计划^[1]、AERCam 微纳卫星、美国的 XSS 飞行器、Livermore 微小卫星等。现已有多颗类似的伴随航天器发射上天。我国在 2008 年发射的神舟七号 (SZ-7) 载人航天飞行任务中, 首次从飞船上成功释放了一颗绕飞小卫星, 并采用了液化气推进技术控制小卫星的绕飞飞行^[2]。液化气推进系统是应用在微小卫星上的一种新型推进技术, 具有控制和管理比较简单, 有较好的安全性和可靠性, 以及推进剂贮存密度大和加注时简单易操作等

优点, 比较适合于小型卫星系统。

1 微小卫星及其推进系统

1.1 SZ-7 液化气推进系统

神舟七号飞船 (SZ-7) 伴星 (BX-1) 及推进系统如图 1 所示, 推进剂工质为液氨。液化气推进系统的工作原理是将大量液化气工质以气液共存的形式贮存于密闭容器内, 当打开阀门后, 在液化气自身饱和蒸汽压的作用下, 以气体的形式喷出。

在地面应用液化气时, 由于重力场的作用, 液化气始终于气体的形式喷出, 但在空间微重力环境下, 可能存在的液体喷出的问题。

收稿日期: 2009-12-22; 修订日期: 2010-03-21

基金项目: 国家重大自然科学基金资助项目 (No.50890182); 国家自然科学基金资助项目 (No.10772185)

作者简介: 李章国 (1982-), 男, 福建周宁人, 博士, 主要从事流体界面与空间流体管理研究。

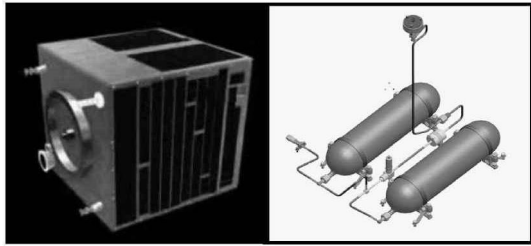


图 1 神七伴星和伴星推进系统

Fig. 1 Concomitant satellite of SZ-7 and propulsion system

1.2 液化气推进系统推力控制

微小伴星空间调姿、变轨过程需精确的推力控制。在地面环境对推进液化气推进系统进行推力测试实验。图 2 分别给出了出口处为全气和全液两种状态下的推力曲线。可以看出, 当全液喷出时, 单位时间推力较大, 且保持基本恒定, 推力前后相差小于 1%; 当全气喷出时, 初始箱内气压迅速降低, 引起液氨蒸发, 且蒸发速率小于喷气速率, 短时内推力随气压线性急降, 喷出流量随之降低, 至蒸发和喷气达准平衡态, 推力斜率缓慢下降。

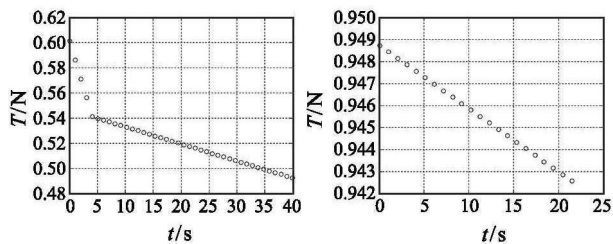


图 2 推进剂推力随时间变化 (左: 出口气相, 右: 出口液相)

Fig. 2 Time evolution of propulsion thrust (left: totally gas phase; right: liquid phase)

由以上数据可知: (1) 当推进剂质量相对工程任务要求较充足时, 喷液推进比较稳定, 较容易实现推力冲量精确控制; (2) 虽然喷气推力小于喷液推力, 但单位时间喷气对工质的消耗远小于喷液的消耗。喷气过程的实际比冲大大大于喷液过程, 对系统的效率有很大的提高。

2 物理模型和数学方法

2.1 物理方法

对于追踪自由界面应用比较多的主要有流体体积法 (VOF)^[3] 和 Level Set 方法^[4]。VOF 法是一种处理复杂自由表面的有效方法, 其优点在于只用一个函数就可以描述自由表面的各种复杂变化, 该方法既具有以前常用于处理自由面问题的 MAC 法的优点, 又克服了 MAC 法所用计算内存多和计算时间较长的缺点。

空间微重力环境下, 由于表面张力作用静液面一般并非平面, 而是表现为一个弯曲界面^[5,6]。气液两相弯曲界面是与两相间的压力差相联系的, 由以下 Laplace 方程给出:

$$\Delta p = \sigma C = \sigma \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \quad (1)$$

其中, Δp 为流体界面压力差, σ 为表面张力系数, C 为界面的平均曲率, $C = R_1^{-1} + R_2^{-1}$, R_1 和 R_2 为两个主曲率半径。

2.2 控制方程和数值方法

流体为不可压缩黏性流体, 则描述其运动的连续性方程和 Navier-Stokes 方程分别为

$$\nabla \cdot \boldsymbol{v} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{v}}{\partial t} + (\boldsymbol{v} \cdot \nabla) \boldsymbol{v} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{1}{\rho} \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{g} + \boldsymbol{F}_s \quad (3)$$

其中, \boldsymbol{g} 为重力加速度, \boldsymbol{F}_s 为表面张力, $\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力张量。流体体积由体积函数 F 确定。体积函数的控制微分方程为

$$\frac{\partial F}{\partial t} + \boldsymbol{v} \cdot \nabla F = 0 \quad (4)$$

边界条件为在壁面上满足无穿透无滑移条件:

$$\boldsymbol{v}_f = \boldsymbol{v}_w \quad (5)$$

式中, \boldsymbol{v}_f 为流体速度; \boldsymbol{v}_w 为壁面速度。

用二阶迎风格式对方程进行离散, 速度与压力耦合采用 SIMPLE 方法, 用有限体积法对问题求解。

3 计算结果

由于气/液两相流大变形界面追踪计算的复杂性, 本文将贮箱模型简化为了二维矩形区域。长 270 mm, 高 70 mm。本计算采用液氨和氨蒸汽作为贮箱中的液相与气相的模拟工质, 取环境温度为 20°C, 压力为饱和蒸汽压 857.2 kPa, 初始填充液体量分别为箱体体积 2/3, 1/2, 初始气液界面为设水平界面, 对从常规重力加速度环境到微重力环境下非定常流动的过程进行数值模拟, 得到最终稳态的液面形状。由于液氨和合金材料的贮箱壁面浸润性较好, 计算中接触角值取小于 10°。

图 3 和图 4 给出了气液界面从常规重力下的平面到微重力条件下变化成弯曲面最后稳定的结果。

由于液体与壁面浸润性较好, 微重力下表面张力起主导作用会驱动液体沿壁面伸展扩张, 最终将气体包裹在中心, 至势能最小的平衡位置。卫星经过火箭多级发射, 飞船变轨, 和卫星释放过程的扰

动后,最后进入在轨飞行的微重力环境,平衡解仍是如图 3、图 4 所示的,液体分布于箱体两端,气体被包裹处于中段位置。

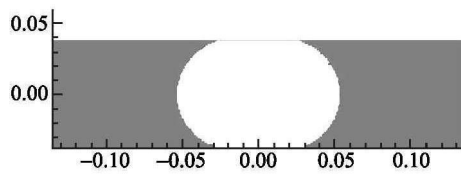


图 3 初始填充液体为箱体 2/3 时最后稳态液面

Fig. 3 Stable gas-liquid interface with 2/3 liquid fill ratio

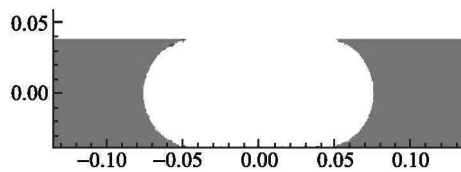


图 4 初始填充液体为箱体 1/2 时最后稳态液面

Fig. 4 Stable gas-liquid interface with 1/2 liquid fill ratio

由于 SZ-7 推进系统中,贮箱出口处于箱体一端侧上方,根据数值仿真结果可知,当贮箱内液体还存在一定质量时,贮箱出口处总是被液体覆盖着。可以结合地面实验全液喷出的推力曲线来对卫星调姿、变轨过程设定参数具体控制。

4 微重力落塔实验

地面落塔实验是研究空间流体管理的主要手段之一,可以获得较高的微重力水平。本实验利用中科院力学所国家微重力实验室的落塔设备,观测了模型贮箱内部气液界面在微重力条件下的位形变化。流体管理的实验装置由两套可自动旋转的透明液体贮箱系统组成,既可以同时进行落塔实验以提高实验的效率,也保证了实验装置的质心平衡。实验过程中,落舱从 83 m 释放平台自由下落,可获得 3.6 s 的微重力时间。实验利用双舱来完成。实验载荷安装于内舱载荷平台上。内、外舱之间抽真空至 30 Pa,内舱在准真空环境中下落,受空气阻力的影响很小,残余加速度为 $10^{-5}g$ 的量级。实验采用 CCD 高分辨率相机实时记录图像数据。

实验分别以液氨和酒精为工质,观测并采集了微重力状态下贮箱内两相流动的过程和气液界面的分布。图 5 给出了液氨和酒精在微重力下的界面形

位分布,可以看出,由常规重力变化到微重力环境后,液体迅速沿壁面扩展爬升,将气体包裹在箱体中部,与常规地面环境下气液界面为平面有显著不同。实验结果验证了理论分析和数值模拟的正确性。

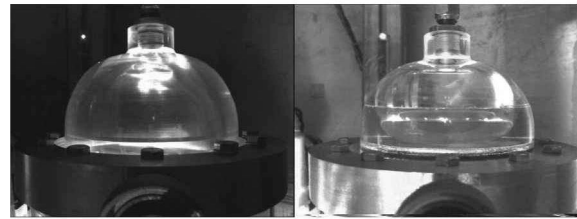


图 5 微重力状态下贮箱内气液界面(左为液氨,右为酒精)

Fig. 5 Liquid motion in the free-fall state
(left: ammonia; right: alcohol)

5 结 论

本文用 VOF 方法数值模拟了微小卫星贮箱内推进剂两相流气液界面大变形定位及分布,得出了在空间微重力条件下,相对窄长的箱体内,浸润性强的液体易分布于箱体两端,而将气泡包裹于中部。同时,进行了微重力落塔实验研究,实验结果很好地验证了理论分析结果。这些结果为空间飞行器推进剂贮箱的设计提供理论依据和有效建议,对工程上卫星的空间调姿、变轨过程的推力控制有指导意义。根据“神七”伴星空间实际飞行的返回数据分析,贮箱推进剂气/液两相界面分布与本文的理论模拟预料结果符合一致。

参 考 文 献

- [1] Kerstein L. The X-Mir Inspector Mission [C]//46th International Astronautical Congress. Oslo, Norway: IAF, 1995: 1-10
- [2] 陈宏宇,朱振才,周依林,等. 神舟七号微小卫星伴随飞行技术试验 [J]. 空间科学学报, 2009, 29(3): 319-325
CHEN Hongyu, ZHU Zhencai, ZHOU Yilin, et al. Companion Microsatellite in SZ-7 Flight Mission [J]. J. Space Sci., 2009, 29(3): 319-325
- [3] Hirt C W, Nichols B D. Volume of Fluid (VOF) Method for The Dynamics of Free Boundaries [J]. J. Comput. Phys., 1981, 39: 201-225
- [4] Sussman M, Smereka P, Osher S. A Level Set Approach for Computing Solutions to Incompressible Two-Phase Flow [J]. J. Comput. Phys., 1994, 114: 146-154
- [5] Stark J A, Bradshaw R D, Blatt M H. Low-g Fluid Behavior Technology Summaries [R]. NASA-CR-134746, 1974
- [6] Dodge F T. Further Studies of Propellant Sloshing Under Low Gravity Conditions [R]. NASA-CR-119892, 1971