

文章编号:1000-8055(2011)01-0228-06

航天控制力矩陀螺的润滑系统研究

盛明伟, 陈维山, 刘军考, 石胜君
(哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了提高航天器控制力矩陀螺的使用寿命, 提出一种可按需喷油润滑的润滑系统. 润滑系统由储油器和基于按需喷墨(DOD)打印技术的压电润滑装置组成. 为了解决润滑油液滴喷射过程中在液气两相流体界面连续拓扑变化问题, 采用流体体积算法中的分段线性界面构造技术分析两相界面间的运动. 基于两相流体体积算法, 利用计算机仿真方法对润滑油液滴喷射过程进行有限元分析. 重点对不同喷孔形状和空间温度变化对润滑油微喷过程的影响情况进行了分析. 实验结果表明, 喷孔直径越大, 产生液滴越困难; 空间温度变化对润滑油液滴的速度有影响, 但对液滴形成时间影响却很小.

关 键 词: 控制力矩陀螺; 润滑系统; 两相流体体积算法; 喷射过程; 空间温度

中图分类号: V241.5; TB552

文献标识码: A

Simulation of lubricating system for control momentum gyroscopes in spacecraft

SHENG Ming-wei, CHEN Wei-shan, LIU Jun-kao, SHI Sheng-jun

(School of Mechatronics Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To obtain a longer longevity of control momentum gyroscopes in spacecraft, a positive-feed on-demand lubricating system was proposed. The system consists of an oil container and a piezoelectric lubricating device based on drop on demand technology. To solve the interface movements with continuing topology changes during the ejection process, volume-of-fluid method along with the piecewise linear interface construction technique was implemented to describe the interfacial movements. A computational approach based on VOF (volume of fluid) method was applied to analyze the ejection process of lubricating oil droplet. In simulations, the ejection process of lubricating oil was examined by varying diameter of nozzle and temperature in the aerospace. The experimental results show that it is difficult to form droplet with larger nozzle, and the variety of space temperature has impact on the lubricating oil droplet velocity, but little effect on the formation time.

Key words: control momentum gyroscope; lubricating system;
volume-of-fluid method; ejection process; temperature in the aerospace

以前航天器的使用寿命都很短, 其中的电气系统一般会在润滑系统之前失效. 随着技术的进步, 现在电气系统的可靠性已超越了润滑系统. 因此, 润滑系统的使用寿命直接决定着航天飞行器

的使用寿命. 航天器的结构十分复杂, 其中的运动部件(MMA)是使航天器实现空间任务长寿命的关键技术之一, 同时也是薄弱环节之一^[1-4].

控制力矩陀螺作为 MMA 的一部分, 起着调

收稿日期: 2009-12-09; 修订日期: 2010-05-27

基金项目: 国家自然科学基金(50875057)

作者简介: 盛明伟(1983-), 男, 黑龙江肇州人, 博士生, 主要从事压电智能机构和空间润滑技术研究.

整航天器的姿态的作用. 控制力矩陀螺中轴承上转矩的剧烈波动、噪声、过热都有可能使控制力矩陀螺得姿态调整作用失效. 这种失效在宏观上主要体现在润滑失效上, 因此, 长寿命润滑技术应是实现控制力矩陀螺长寿命的关键技术之一.

控制力矩陀螺采用液体润滑剂即润滑油进行润滑. 航空润滑油的润滑失效表现为两种形式: 一种是润滑油油膜无法形成, 另一种就是润滑区缺油^[5-7]. 如果能够再次向接触区供给润滑油, 运动部件的寿命将延长. 传统的润滑方式主要采用密封, 迷宫润滑方式, 润滑油随时间蒸发, 爬移而逐渐减少, 限制了控制力矩陀螺的使用寿命^[8-9]. 对于较大的航天仪器, 可以采取储油箱及其泵辅系统进行润滑油的再供给, 但对于小的航天仪器, 例如卫星, 质量过大会给设计带来更大的麻烦. 本文将按需喷墨 (DOD) 打印技术应用到控制力矩陀螺轴承润滑系统的研制中, 建立一套新的油润滑系统, 以实现主动按需喷油润滑.

由于喷孔直径一般在 10^{-6} m 量级, 产生液滴的体积在 $10^{-12} \sim 10^{-15}$ m³ 量级, 利用传统的实验方法进行液滴速度、体积等数据的采集, 较难实时捕捉液滴运行的状态, 且腔内的液体运动情况也根本无法观察. 因此, 借用理论公式推导和流体软件仿真就成为了液滴形成过程分析的有效途径. 对于液滴形成过程, Asai, Fromm 等^[10-13]在理论上已经进行了大量研究工作, 但是由于他们所建立的理论模型当中并没有考虑到表面张力以及液气两相边界运动过程中的连续拓扑变化的情况, 因此并不能准确而有效地给出生成液滴的速度、形状以及液滴的运行轨迹. 两相流体积算法 VOF (volume-of-fluid) 的提出很好地解决了以上问题.

本文目的在于提出一种面向航天器中控制力矩陀螺按需供油润滑的主动喷油润滑思想. 基于此思想, 利用两相流体积算法 (VOF) 在计算流体力学 (CFD) 软件 CFD-ACE+2009 对润滑装置进行建模, 以实现航空润滑油液滴形成-喷出-飞行整个过程的实验分析. 本文着重研究喷孔形状以及空间温度变化对润滑系统中航空润滑油微喷过程的影响.

1 两相流体积算法基本理论

两相流流体体积算法 (VOF) 是一种根据体积比函数 F 来构造和追踪自由面的方法. 将两相流体划分为若干个网格单元. 若 $F=1$, 则说明该网络单元全部为指定相流体单元所占据; 若 $F=$

0, 则该网络单元为无指定相流体单元; 当 $0 < F < 1$ 时, 则该单元称为交界面单元. 假定流场中任意点 (x, y) , 定义函数 $f(x, y, t)$ 如下:

$$f(x, y, t) = \begin{cases} 1 & \text{在 } (x, y) \text{ 点有该指定相流体质点} \\ 0 & \text{在 } (x, y) \text{ 点无该指定相流体质点} \end{cases} \quad (1)$$

网格单元上的变量如图 1 所示. 图 1 中, 阴影部分表示指定相流体.

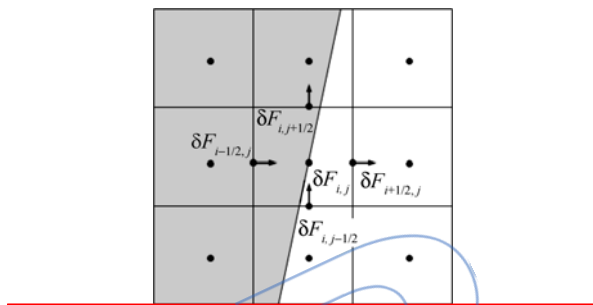


图 1 网格单元上的变量

Fig. 1 Variable on mesh cell

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \frac{\partial uf}{\partial x} + \frac{\partial vf}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

方程式 (2) 为守恒形式的传输方程, 式中 u 和 v 分别表示流通量在水平方向和竖直方向上的速度矢量. 时间采用一阶差分格式, 推导出方程 (2) 的差分方程为

$$\frac{F_{i,j}^{n+1} - F_{i,j}^n}{\Delta t} + \frac{\delta F_{i+\frac{1}{2},j} - \delta F_{i-\frac{1}{2},j}}{\Delta x_i} + \frac{\delta F_{i,j+\frac{1}{2}} - \delta F_{i,j-\frac{1}{2}}}{\Delta y_j} = 0 \quad (3)$$

方程 (3) 中 $\delta F_{i+\frac{1}{2},j}$ 和 $\delta F_{i,j+\frac{1}{2}}$ 为通过网格单元边界的流通量 (流通量方向由图 1 中的箭头所示), 其积分形式为

$$\begin{cases} \delta F_{i+\frac{1}{2},j} = \frac{1}{\Delta t \Delta y_j} \int_{\Delta y_j} dt \int_{\Delta y_j} (uf)_{i+\frac{1}{2},j} dy \\ \delta F_{i,j+\frac{1}{2}} = \frac{1}{\Delta t \Delta x_i} \int_{\Delta x_i} dt \int_{\Delta x_i} (vf)_{i,j+\frac{1}{2}} dx \end{cases} \quad (4)$$

2 润滑系统组成及微喷机理

润滑系统组成示意图如图 2 所示. 润滑系统主要由压电微喷润滑装置和储油器两部分组成. 压电换能器位于压电微喷润滑装置的左侧, 它由压电陶瓷片与振动薄膜组成. 喷孔薄膜在压电换能器的对侧. 根据需要利用金属蚀刻工艺可在喷孔薄膜上加工单个或者多个喷孔. 本文分析的润滑装置采用的是单个喷孔.

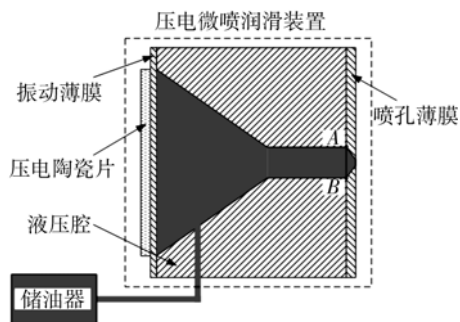


图2 润滑系统示意图

Fig. 2 Schematic of lubricant system

此润滑装置微喷机理基于压电按需喷墨打印技术. 首先, 通过在压电陶瓷两侧加载脉冲电压, 此时由于逆压电作用, 压电换能器会产生相应的位移脉动, 然后, 由于换能器高频脉动的振动作用, 在压腔内部会产生声压力波, 当液压腔内声压力波传递至喷孔处, 驱动航空润滑油从喷孔以微小液滴的形式喷出. 这样液滴的喷射就与加载电压建立了对应关系, 通过变化电压脉冲输入即可实现对航空润滑油的可控按需微量喷射.

3 润滑装置有限元模型

3.1 脉冲电压波形

施加在压电陶瓷两端的驱动电压采用如图3所示的梯形脉冲波形. 其中, 在上升沿时间 T_{rise} 内压电换能器对液压腔内航空润滑油进行压缩, 腔内润滑油在声压力波作用下沿喷孔流出; 保持时间 T_{dwell} 内电压保持不变, 润滑油在惯性作用下继续流出喷孔; 在下降沿时间 T_{fall} 内压电换能器反向振动, 液压腔内处于负压状态, 润滑油在压力差的作用下由储油器流入液压腔内, 对腔内润滑油进行补充. 与此同时, 在喷孔远端的润滑油在惯性作用下继续远离喷孔, 而靠近喷孔已流出喷孔的

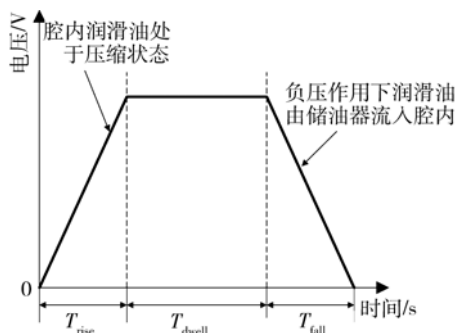


图3 脉冲电压

Fig. 3 Waveform of pulse voltage

润滑油由于腔内负压的作用会向液压腔内回流, 两种相反的作用最终使得流出的润滑油“切断”, 润滑油以液滴形式脱离喷孔.

根据振子位移和时间关系(图3), 可计算得出压电换能器振动速度如图4所示.

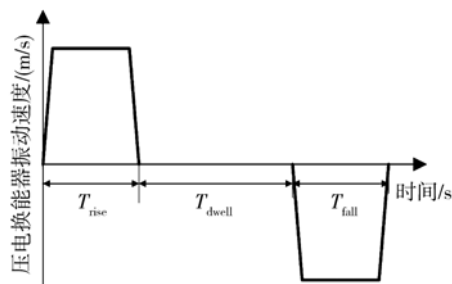


图4 压电换能器振动速度-时间

Fig. 4 Velocity of piezoelectric for time

3.2 腔内润滑油流动速度

为了分析液压腔内液体流动情况, 利用计算流体力学仿真软件 FLUENT 进行有限元分析. 腔内流体有限元模型建立如图5所示. 模型采用四边形单元结构 (quadrilateral cell) 进行网络划分, 共包含 5255 个网络单元.

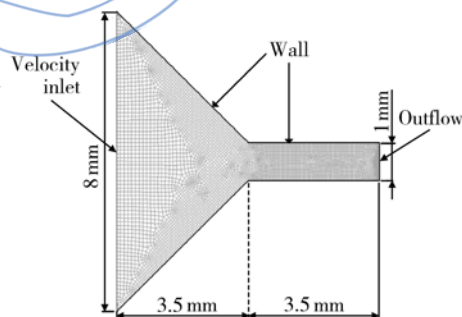


图5 FLUENT下模型边界条件及网格划分

Fig. 5 Boundary conditions and mesh in FLUENT

在图5中, 左侧为速度入口 (velocity inlet), 速度即为图4中压电换能器的振动速度. 右侧出口设为自由流出 (outflow), 是图2中的AB截面. 其余部分均设为墙 (wall). 腔内流体为杜邦™公司生产的 Krytox 143AB. 经有限元分析计算, 最终可得到腔内航空润滑油流过AB截面的速度.

3.3 微喷过程

针对喷孔周围存在气体 (空间环境不可能是绝对真空, 会有少量气体存在), 润滑油的喷出过程应属于液气两相流体问题. 本文采用计算流体力学多相流体有限元软件 CFD-ACE+, 利用其中流体体积算法模块对润滑油微喷过程进行仿真

分析,建立润滑装置微喷过程有限元模型如图 6 所示.模型内部包含 5 974 个结构性四边形网络单元(structured quadrilateral cell).

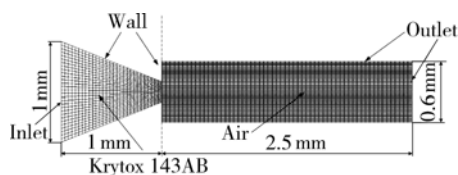


图 6 CFD-ACE+下模型边界条件及网络划分

Fig. 6 Boundary conditions and mesh in CFD-ACE+

图 6 中,空气作为主相,辅相采用室温条件下杜邦™公司生产的 Krytox 143AB 航空润滑油.入口条件(inlet)采用速度入口边界条件.将 3.2 节得到的 AB 界面润滑油流动速度作为速度入口初始条件.实际上液压腔内壁与空气对于航空润滑油的亲水性是不完全相同的,在此模型中,虚线左侧壁面(wall)设为半亲水性,接触角定义为 90° .虚线右侧与空气接触的壁面(wall)为疏水性,接触角设为 -175° .计算时间采用一个脉冲周期 0.4 ms,时间步长采用自动时间步长(auto time step).

4 计算结果与分析

4.1 润滑油液滴喷射过程分析

图 7 为 FLUENT 仿真条件下,液压腔内部航空润滑油速度矢量图,由图可见,左侧为速度入口,随着液压腔内形状由左到右逐渐收缩,腔内润滑油流速由左至右逐渐增大.

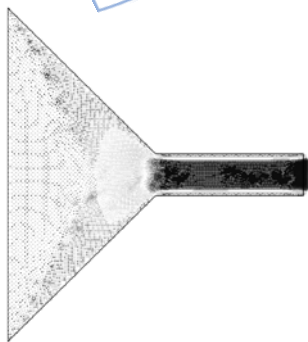


图 7 腔内航空润滑油平均速度矢量图

Fig. 7 Mean velocity vector of Krytox 143AB in the cavity

将 FLUENT 计算得到的速度作为速度入口条件带入 CFD-ACE+有限元模型中,仿真得到 $60 \mu\text{s}$ 内润滑油喷射过程如图 8 所示.(计算条件:电压周期为 0.4 ms,上升沿时间 $5 \mu\text{s}$,保持时间

$20 \mu\text{s}$,下降沿时间 $5 \mu\text{s}$,幅值 90 V).

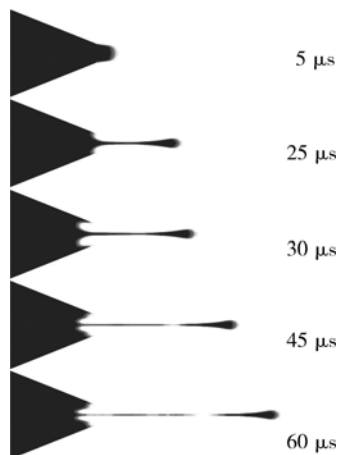


图 8 航空润滑油液滴喷射过程

Fig. 8 Ejection process of Krytox-143AB droplet

如图 8 可见,在上升沿时间和脉冲保持时间内($0 \sim 25 \mu\text{s}$)航空润滑油由喷孔持续流出.在已流出喷孔的润滑油向前的惯性作用,以及下降沿时间内压电换能器反向振动在液压腔内产生的负压的共同作用下,流出喷嘴的润滑油发生断裂,并形成润滑油液滴($45 \mu\text{s}$ 润滑油液滴形成).

4.2 喷孔形状对微喷过程的影响

为了研究喷孔形状对航空润滑油液滴微喷过程的影响作用,本文依次对五种喷孔直径($50, 100, 150, 200, 250 \mu\text{m}$)下的液滴微喷过程进行研究.

计算条件:脉冲电压周期为 0.4 ms,上升沿时间 $5 \mu\text{s}$,保持时间 $40 \mu\text{s}$,下降沿时间 $5 \mu\text{s}$,幅值 90 V.

图 9 为五种不同喷孔直径下,润滑油液滴形成所需时间和液滴喷射速度.图 9 中,小的喷孔直径对应着较短的液滴形成时间;在喷孔直径增大的情况下,润滑油液滴具有的速度将减小,结果表明小的喷孔直径更有利于润滑油喷出.

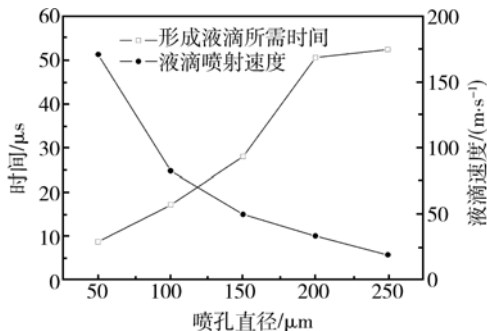


图 9 不同喷孔直径下液滴形成所需时间和喷射速度

Fig. 9 Time taken by droplet formation and velocity of droplet for different diameters of nozzle

润滑油液滴形成之后,会进一步分解,形成体积较大的主液滴和体积微小的子液滴.子液滴的形成对润滑质量有影响.图10为航空润滑油主液滴与子液滴分离时刻,主液滴与子液滴具有的速度.如图10所示,随着喷嘴直径增加,主液滴速度和子液滴速度均减小,主液滴最大速度和子液滴最大速度差距也具有逐渐变小的趋势.

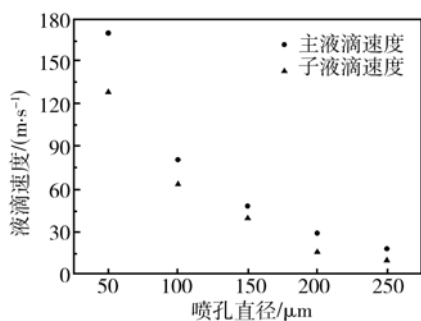


图10 不同喷嘴直径下的主液滴与子液滴速度

Fig. 10 Velocity of main droplet and satellite for different diameters of nozzle

4.3 温度对微喷过程的影响

低地球轨道卫星在280~320 K的温度下工作,航空润滑油的黏度会随着温度的升高而降低.同时航空润滑油的黏度也对转矩特性有重要的影响作用,当黏度降低时,反作用力变小,摩擦面相分离,易出现相对滑动;黏度高时,滑动减小,转矩提高.因此温度变化对润滑装置的微喷过程的影响作用也需要进行考虑.

为了分析空间温度对润滑油液滴喷射过程中的影响作用,分别建立具有不同喷嘴直径的两种润滑装置(装置1喷嘴直径为200 μm,装置2喷嘴直径为100 μm).向以上两种装置中,分别注入四种不同空间温度下的航空润滑油 Krytox 143AB 进行研究.其余计算条件均保持相同:脉冲电压周期为0.4 ms,上升沿时间5 μs,保持时间40 μs,下降沿时间5 μs,幅值90 V.四种温度下的润滑油黏度属性如表1所示.

表1 不同温度下 Krytox 143AB 润滑油的黏度
Table 1 Viscosity of Krytox lubricating oil 143AB at different temperatures

温度/℃	运动黏度/ $10^{-3}(\text{m}^2/\text{s})$	动力黏度/(Pa·s)
0	1	1.93
20	0.23	0.43
38	0.085	0.16
100	0.0102	0.018

通过仿真分析,得到两种润滑装置在不同温度下,形成润滑油液滴所需时间和液滴运行到距喷嘴2 mm处的速度分别如图11,图12所示.

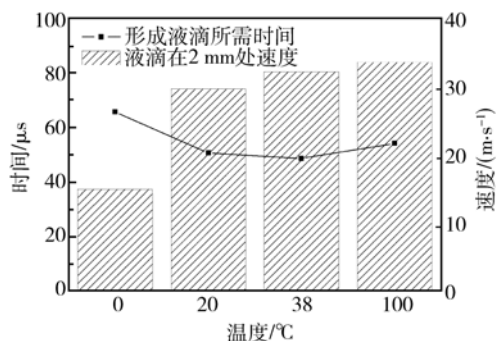


图11 装置1在不同温度下液滴形成所需时间和速度

Fig. 11 Time taken by droplet formation and droplet velocity for different temperatures for device 1

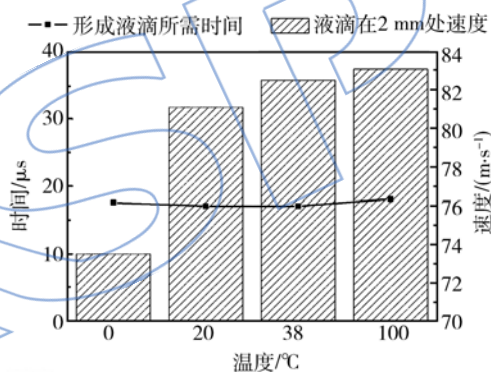


图12 装置2不同温度下液滴形成所需时间和速度

Fig. 12 Time taken by droplet formation and droplet velocity for different temperatures for device 2

由图11可见,在润滑装置1中,随着温度升高,润滑油液滴获得的速度也更大,且在0℃至20℃之间,速度变化最为明显.而随着温度变化,润滑油液滴形成所需时间变化范围仅在十几微秒之间,可见温度变化对润滑油液滴形成所需时间的影响并不明显.

比较图12与图11可以发现,润滑装置2中润滑油液滴速度-温度变化规律与润滑装置1相同.但对于润滑装置2,形成液滴所需时间受温度变化的影响很微小.从实际应用的角度上考虑,对于两种润滑装置,温度变化对形成润滑油液滴所需时间几微秒和十几微秒的微小差距并不重要.

5 结论

本文面向航天器当中控制力矩陀螺(CMG)的润滑问题,提出了一套主动微冗余润滑系统.该

系统是基于压电按需喷墨(DOD)打印技术,利用多相流体积方法(VOF),实现了对高黏度的航空润滑油液滴微喷过程进行了有限元仿真分析.验证了该装置能为CMG的轴承提供按需润滑的可实现性.

喷孔直径的变化对液滴形成影响的结论对合理设计选择喷孔尺寸以改善液滴喷射效果具有实用意义.航空润滑油所处空间环境温度的变化也必然通过影响润滑油的黏度,对航空润滑油的整个微喷过程产生影响.通过对以上两种情况的模拟仿真研究,得到以下结论:①喷孔直径的变化对液滴形成具有明显的影响作用.喷孔直径越大,产生液滴就越困难.因此合理的设计选择喷孔尺寸是航空润滑油能否有效喷出达到润滑效果的关键.②从实际应用的角度分析,空间温度变化仅对航空润滑油的喷射速度有影响,温度降低,航空润滑油的黏度变大,产生润滑油液滴的速度会减小,但温度变化对液滴形成所需时间的影响则并不明显.

参考文献:

- [1] 汪洋,刘秋生,阎嘉坪.空间液体润滑多孔储油器特性研究[J].空间科学学报,2008,28(6):592-596.
WANG Yang, LIU Qiusheng, YAN Jiaping. Characteristic study on the porous reservoir of liquid lubricant in space[J]. Chinese Journal of Space Science, 2008, 28(6): 592-596. (in Chinese)
- [2] 翁立军,刘维民,孙嘉奕,等.空间摩擦学的机遇和挑战[J].摩擦学学报,2005,25(1):92-95.
WENG Lijun, LIU Weimin, SUN Jiayi, et al. Opportunities and challenges to space tribology[J]. Tribology, 2005, 25(1): 92-95. (in Chinese)
- [3] Jones W R, Jansen M J. Tribology for space applications[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: Journal of Engineering Tribology, 2008, 222(8): 997-1004.
- [4] Miyoshi K. Considerations in vacuum tribology (adhesion, friction, wear and solid lubrication in vacuum)[J]. Tribology International, 1999, 32(11): 605-616.
- [5] 姚志雄,黄立峰,黄健.影响空间液体润滑的环境因素[J].润滑与密封,2005(3):155-157.
YAO Zhixiong, HUANG Lifeng, HUANG Jian. The environmental factors to affect the performance of lubrication for space application[J]. Lubrication Engineering, 2005(3): 155-157. (in Chinese)
- [6] 陈晓伟,梁宇翔.液体空间润滑剂的现状与发展[J].润滑与密封,2006(6):176-178.
CHEN Xiaowei, LIANG Yuxiang. Status and development of liquid space lubricants[J]. Lubrication Engineering, 2006(6): 176-178. (in Chinese)
- [7] 吴超,刘晓华.空间运动部件液体润滑加速寿命试验可行性分析[J].润滑与密封,2007,32(6):115-117.
WU Chao, LIU Xiaohua. The feasibility analysis on the accelerated life test of liquid lubricated space mechanical moving components[J]. Lubrication Engineering, 2007, 32(6): 115-117. (in Chinese)
- [8] Roberts E W, Todd M J. Space and vacuum tribology[J]. Wear, 1990, 136(1): 157-167.
- [9] Conley P L, Bohner J J. Experience with synthetic fluorinated fluid lubricants[C]//Proceedings of the 24th Aerospace Mechanisms Symposium. US: NASA, 1990.
- [10] Asai A, Toshitami H, Ichiro E. One dimensional model of bubble growth and liquid flow in bubble jet printers[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 1987, 20(10): 1794-1801.
- [11] Fromm J E. Numerical calculations of the fluid dynamics of drop-on-demand jets[J]. IBM Journal of Research and Development, 1984, 28(3): 322-333.
- [12] Asai A, Hirasawa S, Ichiro E. Bubble generation mechanism in the bubble jet recording process[J]. Journal of Imaging Technology, 1988, 14(5): 120-124.
- [13] Asai A. Three-dimensional calculation of bubble growth and drop ejection in a bubble jet printer[J]. Journal of Fluids Engineering, 1992, 114(44): 638-641.