

太阳成像仪镜筒舱内压力控制技术研究

崔致和¹ 孙冬花¹ 周明¹ 陈联^{1*} 齐润泽² 李棉峰¹ 成永军¹

(1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室 兰州 730000;

2. 同济大学 物理科学与工程学院 精密光学工程技术研究所 上海 200092)

Pressure Control Technology in Mirror Chamber of Solar Imager

CUI Zhihe¹, SUN Donghua¹, ZHOU Ming¹, CHEN Lian^{1*}, QI Runze², LI Mianfeng¹, CHENG Yongjun¹

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

2. Institute of Precision Optical Engineering, School of Physics Science and Engineering, Tongji University, Shanghai 200092, China)

Abstract The paper introduces the research on the pressure control technology in the mirror chamber of solar imager, including theoretical analysis of mechanical dimensions of current-limiting orifice, design of valve for slow pressure relief, and pressure control simulation test of mirror chamber. At present, the developed slow pressure relief valve has been successfully delivered and put into use with the 46.5 nm extreme ultraviolet solar imager carried out on the Chinese Academy of Sciences' Space New Technology Experiment Satellite.

Keywords Mirror chamber, Solar imager, Pressure control, In-orbit carrying

摘要 文章阐述了太阳成像仪镜筒舱内压力控制技术研究, 主要包括限流小孔机械尺寸理论分析、慢速泄压阀设计、镜筒压力控制模拟测试等内容。目前, 所研制的慢速泄压阀已顺利交付使用, 并随 46.5 nm 极紫外太阳成像仪在中科院空间新技术试验卫星上进行了搭载, 实现了在轨顺利开机, 验证了太阳成像仪镜筒舱内压力控制手段的正确性。

关键词 镜筒 太阳成像仪 压力控制 在轨搭载

中图分类号: V476.4

文献标识码: A

doi: 10.13922/j.cnki.cjvst.202310002

46.5 nm 极紫外太阳成像仪用于太阳过渡区(太阳色球与日冕之间的层次)动态成像观测^[1-3], 在 500 km 的太阳同步轨道上工作。如果不采取任何控制措施, 太阳成像仪镜筒舱内压力会在卫星发射过程短时间内经历由地表大气压力(1×10^5 Pa)到 500 km 高空极高真空(约为 1×10^{-6} Pa)的急速变化^[4]。太阳成像仪内部装有薄膜滤光片^[5-6], 气压快速变化产生的气流扰动会对薄膜滤光片造成损伤, 为此太阳成像仪产品研制过程中提出了镜筒内部压力缓慢控制需求, 既要保证泄压速率不能过大, 减少镜筒内气流扰动, 又要实现在规定的时间内, 将镜筒内外的压差控制在规定的范围内。传统航天器主要采用敞口或密闭方式设计, 实现舱内气体的快速排除或密封保持, 与本次需要实现的缓慢泄压有明显区别^[7]。为了满足这一特殊功能需求, 基于轻量

化、高可靠性的在轨使用要求, 设计了限流小孔型慢速泄压阀装置, 在轨使用过程中无需主动控制。经理论计算、设计分析、精密加工和模拟测试, 最终研制的慢速泄压阀满足在轨使用要求, 有效保障了卫星发射过程中的太阳成像仪镜筒性能正常。

1 限流小孔机械尺寸理论分析

太阳成像仪镜筒(有效容积设计约为 26.5 L)从主动段开始到入轨后, 慢速泄压阀开始工作, 能逐渐将镜筒内的压力泄压至内外压差不大于 2 Pa, 并维持内外压力的平衡, 泄压时间控制在 6 d 到 30 d 之间。为实现上述功能, 通过初步论证确定采用带限流小孔的慢速泄压阀实现缓慢泄压控制功能。

由于宇宙空间处于极高真空状态, 抽速无限大, 因此, 影响镜筒内泄压的主要因素为所配置的慢速

收稿日期: 2023-10-16

基金项目: 甘肃省首席科学家负责制项目(23ZDKA016)

* 联系人: E-mail: 13919313427@139.com

泄压阀限流小孔的流导值,泄压时间可以采用式(1)计算获得:

$$t = 2.3 \frac{V}{C} \lg \frac{p_0}{p_i} \quad (1)$$

式中, t 为泄压时间, s; V 为镜筒有效容积, m^3 ; C 为限流小孔流导, m^3/s ; p_0 为初始压力, Pa; p_i 为泄压后压力, Pa。

假定流导不变,泄压时间控制在 6 d 到 30 d,由式(1)计算获得的限流小孔流导值为 $(1.1 \times 10^{-7} \sim 5.5 \times 10^{-7}) \text{m}^3/\text{s}$,平均值为 $3.3 \times 10^{-7} \text{m}^3/\text{s}$,假设按照 20 d 计算,则流导约为 $1.7 \times 10^{-7} \text{m}^3/\text{s}$ 。

依据真空抽气理论,气体通过圆截面短管的流动状态有粘滞流、粘滞流-分子流和分子流三种状态,判别的原则如下^[8]: (1)粘滞流: $\bar{p}d > 0.67 \text{Pa}\cdot\text{m}$; (2)分子流: $\bar{p}d < 0.02 \text{Pa}\cdot\text{m}$; (3)粘滞流-分子流: $0.67 \text{Pa}\cdot\text{m} < \bar{p}d < 0.02 \text{Pa}\cdot\text{m}$ 。在粘滞流条件下,圆截面短管的流导随出入口压力的变化而变化,不是一个定值,需要通过实验测试获得。在粘滞流-分子流条件下,尚未见到有关圆截面短管流导变化规律的研究报道。在分子流条件下,圆截面短管的流导可以采用式(2)计算获得:

$$U_{o,f} = \alpha \cdot 0.9 \sqrt{\frac{T}{M}} d^2 \quad (2)$$

式中, $U_{o,f}$ 为分子流时,气体通过圆截面短管的流导, m^3/s ; T 为通过气体的温度, K; M 为通过气体的摩尔质量, kg/mol ; d 为圆截面短管的直径, m; L 为圆截面短管的长度, m; α 为克劳辛系数,对于长度 $L \leq 20d$ 的管道称为短管,可通过查《真空设计手册》获得^[4]。

由式(2)可以看出,分子流时,气体通过圆截面短管的流导与气体温度、气体种类和圆截面短管的长径比等因素有关。假定等效模拟泄漏小孔采用在壁厚为 0.4 mm 的薄壁垫片上打孔方式制作,结构示意图如图 1 所示,气体为空气、温度为 20°C (293 K),将 $U_{o,f} = 1.7 \times 10^{-7} \text{m}^3/\text{s}$ 代入式(2)中,并按照

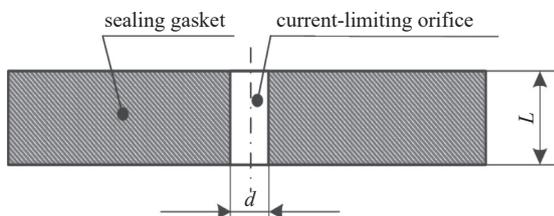


图1 限流小孔结构示意图

Fig. 1 The schematic diagram of the current-limiting orifice

$L/d=1$ 和 $L/d=10$ 分别计算,可以获得阀芯限流小孔直径分别为 $d=6.1 \times 10^{-5} \text{m}$ 和 $d=1.3 \times 10^{-4} \text{m}$ 。

依据上述计算结果,并通过模拟验证,设计的等效模拟小孔直径为 $d=9 \times 10^{-5} \text{m}$,通过分析,获得不同入口压力下气体通过等效模拟小孔的气流状态,如表 1 所示。

表 1 不同入口压力下气体通过限流小孔的气流状态

Tab. 1 The flow state of gas through the current-limiting orifice under different inlet pressure

Inlet Pressure/Pa	Output Pressure/Pa	Average Pressure/Pa	$\bar{p}d$ Value/ Pa·m	Flow State
1.0×10^5	$< 1 \times 10^{-5}$	5×10^4	4.5	粘滞流
1.4×10^4	$< 1 \times 10^{-5}$	7×10^3	0.63	粘滞流-分子流
4.0×10^2	$< 1 \times 10^{-5}$	2×10^2	0.018	分子流

由表 1 分析结果可以看出,拟设计的限流小孔在使用过程中需要经历粘滞流、粘滞流-分子流和分子流三种状态。在分子流状态下,等效模拟小孔的流导值保持恒定,泄压时间可以通过理论模型准确预估;而在粘滞流和粘滞流-分子流状态下,等效模拟小孔的流导值随入口压力变化而变化,尚没有准确的理论模型进行估算,需要通过进一步分析和实验测试获得,泄压时间也无法准确获得。

2 慢速泄压阀设计

2.1 整体结构设计

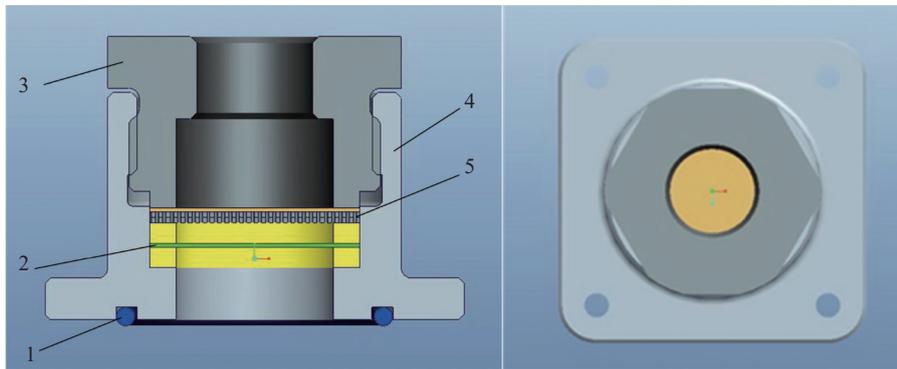
所设计的慢速泄压阀外形及结构示意图如图 2 所示,主要由阀体、阀芯、接头、过滤网及密封圈等零部件组成。其中阀体实现结构支撑,并提供与相机镜筒的安装接口;接头用于阀芯固定,并提供测试接口;过滤网用于多余物防止,保护阀门清洁,过滤精度等级为 50 μm ;阀芯用于实现慢速泄压功能;密封圈实现与相机镜筒的密封功能。

慢速泄压阀的核心部件为阀芯,设计为带有限流小孔的圆片状结构,材料为 2A12,外形尺寸为 $\phi 16 \text{mm} \times 0.4 \text{mm}$,限流小孔直径为 90 μm ,小孔数量 1 个。

2.2 泄压时间分析

依据限流小孔的结构尺寸,并按照气体通过小孔的流动状态不同进行分析,主要分析结果如下:

(1) 在镜筒腔体压力由 $(100 \pm 10) \text{kPa}$ 泄压至 14 kPa 区间时,气体通过限流小孔时的平均压力为



1.密封圈; 2.阀芯; 3.接头; 4.阀体; 5.过滤网
1. Sealing ring; 2. Valve core; 3. Connector; 4. Valve body; 5. Filter mesh

图2 慢速泄压阀外形及结构示意图

Fig. 2 The outline and structure diagram of the slow pressure relief valve

($5.5 \times 10^4 \sim 7 \times 10^3$) Pa, 气体流动状态为粘滞流, 按照粘滞流条件下的短管流导计算模型, 流导随气体通过小孔时的平均压力降低而降低, 计算获得平均压力上限时流导为 $9 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 压力下限时为 $5 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 取其平均值作为流导计算值, 为 $7 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 由式(1)计算获得的泄压时间为 0.86 d。

(2) 在腔体压力由 14 kPa 泄压至 0.4 kPa 区间时, 气体通过限流小孔时的平均压力为 ($7.4 \times 10^3 \sim 2 \times 10^2$) Pa, 气体流动状态为粘滞流-分子流, 分别按照粘滞流和分子流条件下的短管流导计算模型, 计算获得流导分别为 $5 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$ 和 $1 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 取其平均值作为流导计算值, 即 $3.0 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 由式(1)计算获得的泄压时间为 3.63 d。

(3) 在腔体压力由 0.4 kPa 泄压至 2 Pa 区间时, 气体通过限流小孔时的平均压力为 ($2 \times 10^2 \sim 1$) Pa, 气体流动状态为分子流, 流导按照式(2)计算, 为 $1.0 \times 10^{-7} \text{ m}^3/\text{s}$, 由式(1)可计算获得的泄压时间为 16.23 d。

综上所述, 采用所设计的限流小孔, 镜筒腔体压力由 100 kPa 泄压至 2 Pa, 总泄压时间约为 20.7 d。考虑到薄壁小孔直径的发散型和理论分析结果与工程实际使用环境的偏差, 流导计算值按照 $\pm 50\%$ 考虑, 可以估算出泄漏时间的变化范围为 10 d 至 30 d, 满足设计技术指标要求。

2.3 镜筒腔体压力下降速率分析

由式(1)可以获得:

$$p_i = p_0 \times 10^{-\frac{tC}{2.3V}} \quad (3)$$

对式(3)进行求导, 可以获得腔体压力下降速率随时间变化关系式:

$$|\dot{p}_i| = \frac{P_0 C}{2.3V} \times 10^{-\frac{tC}{2.3V}} \times \ln 10 \quad (4)$$

式中, $|\dot{p}_i|$ 为腔体压力下降速率, Pa/s。

根据式(4), 按照粘滞流、粘滞流-分子流、分子流三种状态下的流导不同, 对腔体压力从 100 kPa 泄压至 2 Pa 过程中的压力下降速率进行分析, 关键分析参数如表 2 所示, 分析结果如图 3 所示。

表 2 镜筒腔体压力下降速率分析参数

Tab. 2 The analysis parameter of pressure drop rate on mirror chamber

Flow State	Initial Pressure p_0/kPa	Average Conductance $C/\text{m}^3/\text{s}$	Pressure Relief Time t/d
粘滞流	100	7×10^{-7}	0~0.86
粘滞流-分子流	14	3×10^{-7}	0.86~4.5
分子流	0.4	1×10^{-7}	4.5~21

由图 3 可以看出, 镜筒腔体的最大泄压速率发生在开始阶段, 约为 $2.3 \times 10^5 \text{ Pa/d}$, 即 $1 \times 10^4 \text{ Pa/h}$, 泄压 0.86 d 后即可降低至 $1.4 \times 10^4 \text{ Pa/d}$ 以下, 即 600 Pa/h 。

3 镜筒腔体压力控制模拟测试

产品研制过程中, 考虑备份需要, 共研制了 2 套慢速泄压阀产品。为验证产品镜筒腔体压力的控制效果, 将研制完成的慢速泄压阀产品安装在图 4 所示的模拟测试系统中, 模拟测试系统主要由高压室、低压室、抽空机组和相应的阀门、真空计等组成。其中高压室腔体体积为 $1.1 \times 10^{-2} \text{ m}^3$, 可近似模拟镜筒腔体空间; 低压室模拟空间真空环境, 并配置有高真空抽气机组, 极限真空可达 $1 \times 10^{-6} \text{ Pa}$, 慢速泄压阀安装在高压室和低压室之间。

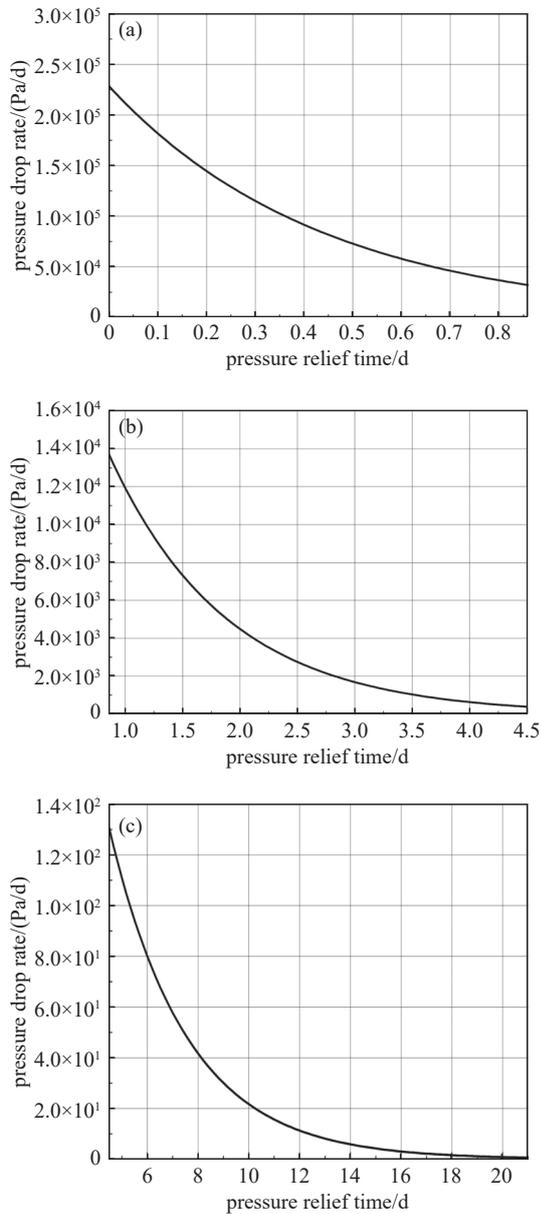
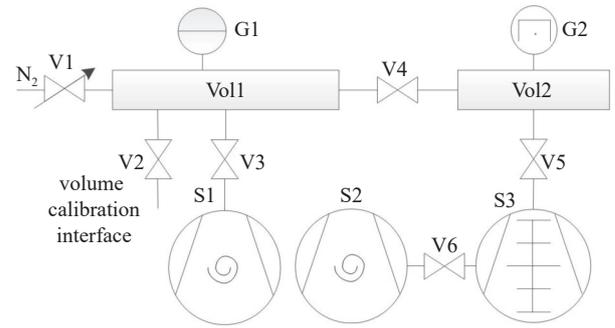


图3 镜筒腔体压力下降速率与泄压时间关系曲线。(a)高压力段, (b)中压力段, (c)低压力段

Fig. 3 The curve of pressure drop rate and pressure relief time on the mirror chamber. (a) High pressure section, (b) medium pressure section, (c) low pressure section

在地面, 利用图4所示系统分别对两只阀门的实际流导进行了模拟测试, 绘制出慢速泄压阀流导随镜筒腔体压力变化曲线, 如图5所示。测试过程中, 将模拟系统的高压室充入规定压力的氮气, 同时将模拟系统的低压室采用抽空泵进行抽空, 测量过程中始终控制低压室压力在高压室压力的1%以下。高压室压力控制点在 $(1.01 \times 10^5 \sim 2) \text{ Pa}$ 范围内进行选取, 按照压力上限约为 $1 \times 10^5 \text{ Pa}$, 压力下限约



G1.电容薄膜真空计; G2.全量程真空计; Vol1. 高压室; Vol2. 低压室; V1.微调阀; V2.手动截止阀; V3、V5.抽空阀; V4.泄压阀; V6.电磁阀; S1、S2.涡旋机械泵; S3.涡轮分子泵
G1.Capacitance gauge; G2.Full range vacuum gauge; Vol1. High pressure chamber; Vol2.Low pressure chamber; V1.Micro-adjustable valve; V2. Manually operated valve; V3、V5. Pump out valve; V4. Relief Valve; V6.Electromagnetically operated valve; S1、S2.Scroll vacuum pump; S3.Turbo-molecular pump

图4 地面镜筒腔体压力控制模拟测试系统结构示意图

Fig. 4 The schematic diagram of the ground pressure control simulation test system for the mirror chamber

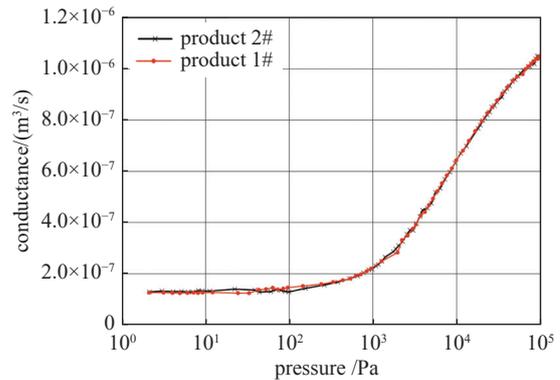


图5 慢速泄压阀流导随镜筒腔体压力变化测试曲线

Fig. 5 The test curve of flow conductance of slow pressure relief valve and mirror chamber pressure

为 2 Pa , 每个压力数量级范围内均匀测量 10 个压力点。通过测量每个控制压力下, 5 min 以内的高压室压力变化, 由式(5)计算每个控制压力点下的阀门流导, 实际测试过程采取从高压向低压的变化方式进行。

$$c_i = \frac{\Delta p_i V_H}{\Delta t_i \bar{p}_i} \quad (5)$$

式中, c_i 为第 i 个压力控制点下的阀门流导测量值, m^3/s ; Δp_i 为第 i 个压力控制点下, 测量间隔时间内高压室压力变化值, Pa ; Δt_i 为第 i 个压力控制点下, 测量间隔时间, s ; \bar{p}_i 为第 i 个压力控制点下, 测量间隔时间内高压室的压力平均值, Pa ; V_H 为高压室腔体容积, 采用标准体积静态膨胀法标定获得, m^3 。

由图 5 可以看出, 所研制的慢速泄压阀流导随压力的降低而降低, 在分子流状态下, 流导保持几乎不变, 与相关文献 [9-11] 给出的流导随压力变化规律基本一致。对比两只慢速泄压阀流导测量结果, 发现其变化规律和测量结果基本一致, 具有较好的一致性。

获得慢速泄压阀流导测试结果后, 采用分段方法, 利用式(1)给出的泄压时间计算不同压力下的泄压时间, 其中第 1 个压力控制点下的泄压时间采用式(6)计算获得, 其他压力控制点下的泄压时间采用式(7)计算获得。总泄压时间由式(8)计算获得, 其中 1#慢速泄压阀泄压时间为 16.5 d, 2#慢速泄压阀泄压时间为 16.3 d, 均满足设计要求要求。

$$t_1 = \frac{2.3 \times 26.5 \times 10^3}{c_1} \cdot \lg \frac{1.1 \times 10^5}{\bar{p}_1} \quad (6)$$

$$t_i = \frac{2.3 \times 26.5 \times 10^3}{(c_{i+1} + c_i)/2} \cdot \lg \frac{\bar{p}_i}{\bar{p}_{i+1}} \quad (7)$$

$$t_n = \frac{1}{24 \times 3600} \sum_{i=1}^n t_i \quad (8)$$

式中, t_1 为第 1 个压力控制点下的泄压时间, s ; t_i 为第 i 个压力控制点下的泄压时间, s ; n 为压力控制测量点总数; t_n 为总泄压时间, d 。

4 结论

所研制的慢速泄压阀在地面测试完成后, 随 46.5 nm 极紫外太阳成像仪在中科院空间新技术试验卫星上进行了搭载, 目前已顺利实现在轨开机, 成功获得首批太阳过渡区动态成像观测数据。搭载任务的顺利完成验证了限流小孔型慢速泄压阀设计的正确性, 泄压功能达到预期要求。

参 考 文 献

- [1] Xing Yangguang, Peng Jilong, Duang Ziwen, et al. Tomographic imaging for solar extreme ultraviolet He II 30.4 nm and spectral data inversion[J]. *Acta Physica Sinica*, 2022, 71(15): 159501 (邢阳光, 彭吉龙, 段紫雯, 等. 太阳极紫外 He II 30.4 nm 谱线层析成像及其光谱数据反演 [J]. *物理学报*, 2022, 71(15): 159501(in Chinese))
- [2] Pei Guochao, Li Yuan, Bai Tingzhu, et al. Temporal variation model of ultraviolet hyperspectral solar reference spectrum[J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2020, 40(8): 2332-2337 (裴国超, 李元, 白廷柱, 等. 紫外波段高光谱太阳参考光谱时变模型研究 [J]. *光谱学与光谱分析*, 2020, 40(8): 2332-2337(in Chinese))
- [3] Howard R A, Vourlidis A, Colaninno R C, et al. The Solar Orbiter Heliospheric Imager(SoloHI)[J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2020, 642 A13
- [4] Da Dao-an. Vacuum Design Manual (Third Edition)[M]. National Defense Industry Press, 2004: 4-114 (达道安. 真空设计手册 (第三版)[M], 北京: 国防工业出版社, 2004: 4-114(in Chinese))
- [5] Wang Zheng-feng, Fu Xiu-hua, Zhang Jing, et al. Research of imaging filter in solar blind ultraviolet alarm system[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2011, 38(12): 1207002 (王正凤, 付秀华, 张静, 等. 日盲紫外告警系统中成像滤光片的研制 [J]. *中国激光*, 2011, 38(12): 1207002(in Chinese))
- [6] Fu Xiuhua, Kou Yang, Liu Dongmei, et al. Research of ultraviolet induced transmission filter for the solar blind system[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2013, 40(5): 0507002 (付秀华, 寇洋, 刘冬梅, 等. 日盲系统紫外诱导滤光片的研制 [J]. *中国激光*, 2013, 40(5): 0507002(in Chinese))
- [7] Shi Dele, Xia Hui. Reliability design and verification of pneumatic pressure relief valve for manned spacecraft[J]. *Quality and Reliability*, 2011(2): 14-17 (石德乐, 夏辉. 载人航天器气动泄压阀可靠性设计与验证 [J]. *质量与可靠性*, 2011(2): 14-17(in Chinese))
- [8] Wu Hongfei, Zhang Xingjuan, Yang Chunxin, et al. Analysis of pressure control in manned spacecraft cabin under emergency situation[J]. *Manned Spaceflight*, 2021, 25(2): 183-188 (吴洪飞, 张兴娟, 杨春信, 等. 载人航天器应急状况下密封舱压力控制分析 [J]. *载人航天*, 2021, 25(2): 183-188(in Chinese))
- [9] Zhang Qi, Li Detian, Yang Changqing, et al. Research on measurement method for orifice conductance[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2017, 23(02): 76-81 (张琦, 李得天, 杨长青, 等. 限流元件流导测量技术研究进展 [J]. *真空与低温*, 2017, 23(02): 76-81(in Chinese))
- [10] Li Detian, Guo Meiru, Cheng Yongjun, et al. Orifice method for measuring molecular flow conductance with linear vacuum gauge[J]. *Vacuum*, 2007, 44(5): 45-47 (李得天, 郭美如, 成永军, 等. 用线性真空规测量小孔分子流流导的方法研究 [J]. *真空*, 2007, 44(5): 45-47(in Chinese))
- [11] Feng Yan, Zhang Dixin, Li Detian, et al. Study on measurement method of small orifice conductance using gas micro-flowmeter[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2009, 15(2): 95-98 (冯焱, 张涤新, 李得天, 等. 气体微流量计测量小孔流导方法研究 [J]. *真空与低温*, 2009, 15(2): 95-98(in Chinese))