

载人航天器对接通道保压检漏方法

王冉, 雷剑宇, 杨海峰, 赵建贺

(中国空间技术研究院 载人航天总体部, 北京 100094)

摘要: 载人航天器对接后形成的对接通道是影响组合体密封性的关键环节, 为保证航天员的安全, 开舱门前需进行对接通道漏率检测。文章通过分析载人航天器对接通道特点, 提出基于温度修正的保压检漏方法, 并确定了在轨保压压力和检漏时间。文章还设计了地面模拟试验予以验证, 结果表明该方法合理可行且精度较高。该保压检漏方法已在“天舟一号”飞行任务中成功应用, 可以为后续空间站任务舱体检漏提供重要技术支持。

关键词: 载人航天器; 对接通道; 检漏; 保压

中图分类号: TB774; V416.5

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2018)05-0478-05

DOI: [10.12126/see.2018.05.013](https://doi.org/10.12126/see.2018.05.013)

Pressure-maintaining leak detection for manned spacecraft docking channel

WANG Ran, LEI Jianyu, YANG Haifeng, ZHAO Jianhe

(Institute of Manned Space System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The tightness of the docking channel formed after the docking of manned spacecrafts is essential for the sealing performance of the whole assembly. In order to ensure the safety of the astronauts, the leak rate detection of the docking channel is required before the hatch is opened. Based on the characteristics of the docking channel, a pressure-maintaining leak detection method is proposed with temperature corrections. This method determines the assumed maintaining pressure and the time for the leak detection, which is also validated by the ground simulation test. It is shown that this method is applicable with an adequately high precision. The flight verification of this method in the Tiangong-I has provided the technical support for the leak detection in the following space station missions.

Key words: manned spacecraft; docking channel; leak detection; pressure-maintaining

收稿日期: 2018-05-28; 修回日期: 2018-09-18

基金项目: 国家重大科技专项工程

引用格式: 王冉, 雷剑宇, 杨海峰, 等. 载人航天器对接通道保压检漏方法[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(5): 478-482

WANG R, LEI J Y, YANG H F, et al. Pressure-maintaining leak detection for manned spacecraft docking channel[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(5): 478-482

0 引言

2017年9月22日,以“天舟一号”货运飞船推进剂补加飞行任务为代表的空间实验室任务的圆满完成,标志着我国空间站任务已经由试验验证阶段正式进入实质性建设阶段。按照后期任务规划,10年内将先后发射多艘载人航天器,包括空间站核心舱、实验舱I、实验舱II、载人飞船和货运飞船等,主要通过对接方式形成组合体,构建空间站。

相比其他航天器,载人航天器最显著的特点是须为航天员提供密封的人居环境,通过对密封舱内总压、氧分压和温湿度等环境条件进行控制来保障航天员在轨的舒适生活和工作。载人航天器发射前均须完成结构和密封环节的检漏和气密试验,舱体漏率须满足指标要求。结构或密封面失效将导致整个密封舱舱体泄漏,会造成人员伤亡等严重后果,如20世纪60年代苏联“联盟11号”飞船返回时因密封舱失压导致3名航天员丧生。

根据航天器在轨检漏的不同目标,检漏方法大体分为整体检漏和局部检漏2类。整体检漏主要是对航天器整舱泄漏情况进行监测,如俄罗斯载人航天器配置了生命保障系统中的压力调节装置,通过膜片压差信号来监测生活舱的大气泄漏情况;局部检漏主要是对某个密封面或者是某个关键的液腔/气腔的漏率进行监测,如美国NASA设计了一种应用于航天飞机氢泄漏的自动监测系统^[1],主要由传感器、信号处理装置和诊断处理器3部分组成,重点监测推进系统中氢泄漏的情况。

载人航天器密封系统主要包括舱体密封系统和管路密封系统^[2],我国载人航天器也针对不同密封系统开展了相应的检漏方法研究和应用,闫荣鑫等^[3]综合考虑空间站容积、可接受系统漏率和传感器精度等因素,提出了采用压降法进行空间站舱体总漏率测试的方法;我国的“神舟”系列载人飞船也已经多次使用局部检漏方法设计了舱门检漏仪器,对舱门及对接密封面小腔进行检漏^[4]。

载人航天器交会对接后,通过对接机构机械组件锁紧形成刚性连接组合体,同时由主动对接机构、被动对接机构和2个航天器的舱门形成一个密封腔体,舱门开启后,此段腔体将作为对接通道,供航天员从一个舱段通往另一个舱段。由于对接通道

构成形式的特殊性,其检漏有着自己的特点。在地面测试时,受限于空间环境模拟设备的规模,通常只能给出对接前单个航天器的检漏结果,而无法给出对接组合体对接通道的整体漏率,因此对接通道在轨检漏作为组合体形成后、打开舱门之前判断对接通道密封性能的重要手段,其检漏结果直接影响载人航天器对接任务的成败。

以往的对接通道检漏方案均需要将对接通道漏率组成情况进行假设和简化,认为两端舱门和机械组件结构部分无泄漏,只通过对接面小腔漏率结果来间接反映对接通道漏率是否满足指标要求。这种方法并没有直接给出对接通道的整体漏率,无法可靠反映对接通道的密封情况。

针对以上问题,本文提出一种载人航天器对接通道在轨保压检漏方法,并确定了在轨保压压力和检漏时间。该方法通过地面模拟试验验证具有较高的准确度,同时经过我国“天舟一号”货运飞船飞行任务的在轨验证试验,表明该检漏方法可以满足任务需求。

1 对接通道在轨保压检漏方法

1.1 对接通道组成

对接通道是由主、被动航天器对接机构及两端舱门形成的密封腔体。对接通道组成及其密封环节示意如图1所示,主要密封环节包括:

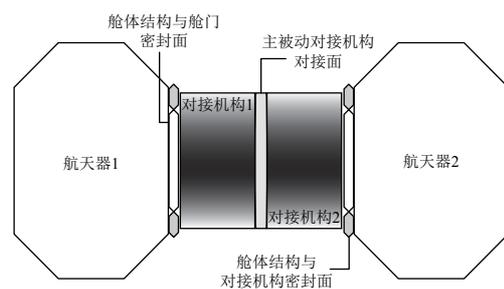


图1 对接通道密封环节示意图

Fig. 1 Sealing system of the docking channel

- 1) 对接机构与航天器舱体结构通过螺栓连接,其间使用双道密封圈密封;
- 2) 主动对接机构和被动对接机构对接面使用双道密封圈密封;
- 3) 2个航天器舱体一端的舱门密封环节。

1.2 保压检漏计算公式

依据孟冬辉等^[5]对压力检漏不确定度评定方法

的研究,压力变化检漏原理简单、易于实现,广泛应用于航天业。保压检漏的原理为:对接通道充压并保持一段时间后,通过测量对接通道内部的压力变化,计算对接通道的漏率。设对接通道容积为 V ,在时间 Δt 内其压力变化为 ΔP ,则漏率为

$$Q = \frac{\Delta PV}{\Delta t} \quad (1)$$

考虑对接通道内气体温度变化的影响,假设初始状态测出气体的压力为 P_1 、温度为 T_1 ,经过时间 Δt 后测出终止状态气体压力为 P_2 、温度为 T_2 (实际计算时可以选择一定区间测量的平均压力和平均温度作为计算值)。根据理想气体状态方程可得出由于泄漏造成的压力差为

$$\Delta P = P_1 - \frac{T_1}{T_2} P_2, \quad (2)$$

因此可将漏率计算公式修正为

$$Q = \frac{V}{\Delta t} (P_1 - \frac{T_1}{T_2} P_2) \quad (3)$$

1.3 检漏压力选取

我国载人航天器的飞行高度约为 400 km,舱外空气稀薄,近似为真空环境。从节省气源的角度来说,可以使用低压检漏方案。但考虑到对接通道容积较小,在测量传感器精度一定的条件下,压差越大越容易识别系统漏率;而且压力传感器在其正常工作范围条件下相比其他条件稳定度更高。此外,对接通道作为主、被动航天器组合形成的特殊舱段,检漏完成后需将其内部压力提升到与其他舱段一致的压力条件。因此,综合考虑检漏系统的精度和稳定度,简化检漏前后的工作流程,节约在轨任务时间等各项因素,最终将检漏压力设定为舱内大气标称压力 96 kPa。

1.4 传感器参数

影响对接通道保压法检漏精度的因素包括:压力传感器测量误差,对接通道温度测量误差,以及对接通道容积误差。闫荣鑫^[6]指出:压降检漏中当温度和压力测试的分辨率越高,漏率测量也越灵敏,因此应尽可能地选择分辨率和精度较高的温度和压力传感器。

受限于航天产品对于耐受空间环境、力学载荷,以及可靠性、安全性方面有着极高的要求,航天

器平台的配套传感器无法达到地面高精度试验用测量设备的高分辨率和精度;而在不增加产品配套的前提下,充分利用平台现有传感器是工程上可用的最优方案。平台传感器精度指标见表 1。

表 1 平台传感器精度指标
Table 1 Accuracy of the spacecraft platform sensors

传感器名称	量程	精度
压力传感器	3~120 kPa (绝对压力)	75~110 kPa 区间内,在 ±0.5%FS 范围内为±0.6 kPa
温度传感器	-20~50 °C	在-20~10 °C 区间为±0.5 °C

由表 1 可见,相比地面检漏传感器条件,传感器测量误差成为影响在轨保压检漏精度的主要因素。为提高检漏精度,应尽可能地延长检漏时间。

1.5 检漏时间选取

压降法中延长检漏时间可以提高漏率检测结果的准确度,但依据具体的飞行任务要求,航天器形成组合体之后应尽快完成组合体的联通,为航天员提供安全可靠的密封环境。参考行业标准《卫星检漏试验方法》^[7],要求地面进行空间环境下的保压监测法一般测试时间不少于 1 d。综合考虑检漏用平台传感器的精度和航天器飞行任务可接受的保压时间,最终确定在轨检漏时间为 24 h。

2 地面模拟验证试验

为验证对接通道保压检漏方案中保压时间的设定是否合理、传感器精度是否满足指标要求,设计了地面模拟试验对在轨保压检漏方法进行验证。采用规管辅助装置和铂电阻测温传感器实现对接通道内压力和温度的准确测量,可以充分验证在轨保压检漏方法的合理性以及保压检漏漏率计算的准确性^[8]。

2.1 地面模拟试验方法

1) 通过空间环境模拟器的粗抽系统与高真空系统,建立保压检漏所需的真空环境模拟;

2) 使用载人航天器主、被动对接机构预先锁紧形成组合体结构,并在两端封堵工艺堵盖,模拟对接通道;

3) 工艺堵盖上预留供气管路接口进行对接通道复压,预留电缆接插件接口用于对接通道内传感器的供电连接;

4) 航天器平台用传感器安装到位并与在轨工

作状态保持一致,可以在试验中稳定工作;

5) 采用真空规放置在规管辅助装置内的方式,实现对对接通道内压力的准确测量;

6) 铂电阻测温传感器悬挂于对接通道内,进行温度的准确测量,保证漏率计算的准确性。

2.2 地面模拟试验系统

地面模拟系统主要由环境模拟设备的粗抽及高真空,压力测量和温度测量等系统组成,如图 2 所示,试验时对接通道置于空间环境模拟器内部,地面试验用压力、温度采集系统在空间环境模拟器外部。

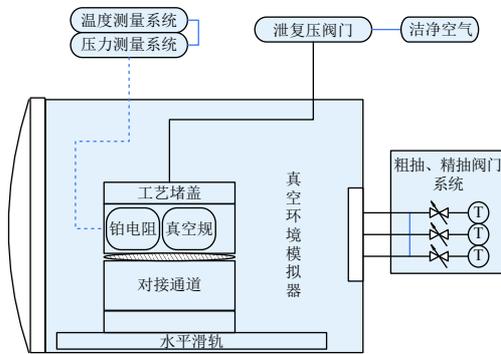


图 2 地面模拟试验系统组成示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the ground simulation experiment system

1) 压力测量系统

对接通道标称压力为 96 kPa, 电容薄膜规在此范围内测量精度、稳定性能都相对较高,且广泛应用于科研和工业领域^[9],因此选择量程 10~110 000 Pa、精度 0.20% 的电容薄膜规进行压力测量。

2) 温度测量系统

对接通道内气体温度测量^[10]选用 Pt100 热电阻传感器,测温系统采用四线制连接方式,系统精度可达 0.1 °C。

2.3 保压检漏试验

对接通道初始状态与真空罐内压力一致,近似真空状态。试验开始首先进行对接通道复压,复压至目标值 96 kPa,复压过程中对接通道内部气体与周围环境进行热交换,初始时温度变化较剧烈,随后温度变化逐渐变缓;约 1 h 后通道空气温度变化率为 0.005 °C/min,即认为通道内温度基本稳定,可以开始保压检漏试验。

保压开始后,平台传感器和地面模拟试验系统高精度传感器同步开始工作,对对接通道内的气体

温度和压力变化进行持续记录。保压过程中通道内压力变化缓慢,保压初始时通道内气体温度下降相对较快,随后温度变化趋势变缓。保压 24 h 后,对接通道内的气体压力和温度变化速率均变小,两者趋势基本一致。

对接通道地面保压检漏试验数据见表 2。由表中数据可见,利用地面高精度压力、温度传感器测量与利用航天器平台传感器测量计算得到的对接通道整体漏率的相对偏差为 3.8%,满足要求。

表 2 地面保压检漏试验数据

Table 2 The experimental results of pressure maintaining leak detection

参数名称	平台传感器 测量数据	高精度传感器 测量数据
初始压力/kPa	94.67	95.09
初始温度/°C	22.51	22.71
结束压力/kPa	94.32	94.70
结束温度/°C	21.76	21.85
计算漏率/(Pa·m ³ ·s ⁻¹)	1.27×10 ⁻³	1.32×10 ⁻³

为验证保压时间设定的合理性,充分了解保压时间长短对漏率计算的影响,按照式 (3) 对考虑了温度补偿后的计算漏率随保压时间变化曲线进行拟合,分别使用保压 0.5 h、1 h、1.5~14 h 的压力、温度数据进行漏率计算,如图 3 所示。由图可见,保压初始的 1.5 h 内漏率计算结果出现上下波动,保压 10 h 后漏率计算结果的变化趋势变缓,因此保压时间选择 24 h 是合适的。

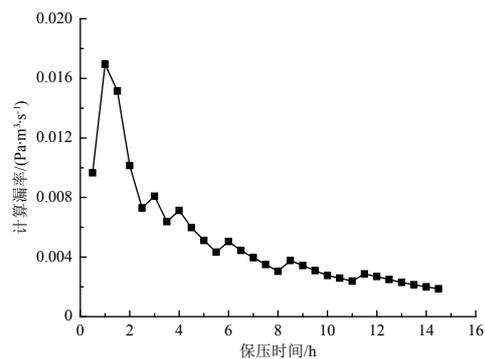


图 3 保压计算漏率随保压时间变化曲线

Fig. 3 The calculated leakage against time under pressure maintaining condition

3 在轨试验结果

2017 年 4 月 22 日,“天舟一号”货运飞船与“天宫二号”空间实验室完成对接后形成组合体,按计划开展对接通道保压试验。约 15:00 对接通道复压完成,16:00 对接通道压力热交换初步完成,压力

基本稳定,对接通道保压检漏开始;4月23日16:00对接通道保压试验结束,按照对接通道保压检漏方法进行计算得到的对接通道整体漏率为 $3.99 \times 10^{-4} (\text{Pa} \cdot \text{m}^3)/\text{s}$,与地面模拟试验结果基本一致。在轨试验结果表明,对接通道保压检漏方法有效,在规定的保压时间和保压压力条件下,可以准确给出对接通道的整体漏率情况,在轨试验结果如表3所示。

表3 在轨保压检漏试验数据

Table 3 The flight test results of pressure maintaining leak detection

参数名称	在轨飞行数据
初始压力/kPa	89.32
初始温度/°C	18.23
结束压力/kPa	88.68
结束温度/°C	16.26
计算漏率/ $(\text{Pa} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1})$	3.99×10^{-4}

4 结束语

文章通过分析载人航天器对接通道系统组成特点和传感器配套情况,提出了采用温度修正的降压法作为获得对接通道整体漏率的在轨保压检漏方法,并结合航天器需求设计确定了保压压力和检漏时间。该保压检漏方法经历了在轨飞行试验验证,在规定的时间内获得对接通道系统漏率,是对接通道保压检漏方法在航天器上的首次应用。该方法对于检漏时间不敏感的航天器局部舱段的检漏均适用,为后续空间站任务阶段对接通道保压检漏方法研究及应用提供重要技术支撑。

参考文献 (References)

- [1] MAKEL D B, JANS A E D, BICKMORE T W. Automated propellant leak detection: AIAA 93-2590[R], 1993
- [2] 李兴乾, 张伟, 郑昊, 等. 载人航天器密封系统漏率设计方法[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(6): 606-609
- [3] 喻新发, 徐峰, 闫荣鑫, 等. 空间站在轨密封检漏技术研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(2): 177-182
- [4] 汪立, 孙立臣, 游巍, 等. 舱门密封及泄漏检测技术研究[C]//结构强度与环境工程专委会与航天空间环境工程信息网学术讨论会. 北京: 中国宇航学会, 2005: 291-295
- [5] 孟冬辉, 闫荣鑫. 压力变化检漏不确定度评定方法研究[C]//第十三届中国真空学会质谱分析与检漏专业委员会年会, 2005: 57-61
- [6] 闫荣鑫. 常用密封检漏方法的注意事项[C]//第十四届中国真空学会质谱分析与检漏专业委员会年会. 甘肃: 中国真空学会, 2007: 53-60
- [7] 中国航空航天工业部. 卫星检漏试验方法: QJ 2053—1991[S]
- [8] 武越, 刘金龙. 航天器对接通道泄复压和保压检漏试验方法研究[J]. 真空科学与技术学报, 2016, 36(6): 630-633
- [9] 达道安. 真空设计手册[M]. 3版. 北京: 国防工业出版社, 2006: 11-29
- [10] 高峰. 高精度铂电阻测温方法[J]. 金陵科技学院学报, 2012, 28(4): 34
- GAO F. The high-precision measurement of temperature with ptresistance[J]. Journal of Jinling Institute of Technology, 2012, 28(4): 34
- LI X Q, ZHANG W, ZHENG H, et al. The design method of leaking ratio in manned spacecraft sealing system[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6): 606-609
- YU X F, XU Fg, YAN R X, et al. Research on seal leak detection technology of space station[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(2): 177-182

(编辑: 冯露漪)