

# 运载火箭氧自生增压不锈钢管道的安全性研究

赵耀中, 郑 然, 彭龙涛, 刘 屹  
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 针对某型运载火箭液氧贮箱氧自生增压用不锈钢管道的安全性, 进行了分析与试验研究。通过机理分析, 认为管道系统中存在的多余物是影响系统安全的主要因素之一。设计了一套掺杂高温氧气流安全性试验系统, 为确保试验系统安全, 采用水浴换热器对氧气加热, 并在高温氧气流进入试验件前掺入杂质颗粒。氧自身增压管道试验件入口温度范围为 380~410 K, 入口压力为 1 MPa。多余物颗粒为增压管道中常有的 5 种金属材料, 粒径范围 10~500  $\mu\text{m}$ 。搭建了试验系统, 并开展了两轮时长为 400 s 的高温氧气流掺杂试验。试验结果表明, 不锈钢管道可以适应运载火箭氧自生增压系统工况, 受控状态下掺入少许金属颗粒的高温氧气流不会造成管道烧蚀或燃爆事故。试验表明, 采用水浴加热方式可以安全地获得高温氧气流, 可为类似系统借鉴。

**关键词:** 运载火箭; 氧气自生增压; 不锈钢管道; 试验系统

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 06-0105-05

## Study on reliability of stainless steel tube for self-pressurization oxygen tank of launch vehicle

ZHAO Yaozhong, ZHENG Ran, PENG Longtao, LIU Yi  
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The reliability of self-pressurization stainless steel tube connecting with rocket oxygen tank was analyzed and tested. The result of theory analysis indicates that the redundant elements (metal powder) existing in the tube system is the main factor to affect the system reliability. A safety testing system was designed and manufactured, in which the oxygen flow temperature at the inlet was raised to 380~410 K by heat exchange with hot water, and the oxygen flow pressure at the inlet was 1 MPa. Powders of the redundant element are 5 kinds of metal material which is commonly used in rocket propulsion system. The diameter of the powders is about 10~500  $\mu\text{m}$ . Two 400 s doped tests of high-temperature oxygen flow were conducted. The result indicates that the stainless self-pressurization tube can satisfy its working environment, and that the high-temperature oxygen flow with some metal powders can not cause burning or blast accident. In addition, the test also demonstrates that the high-temperature oxygen flow can be obtained safely by heat water exchange, which can be used for reference for other similar systems.

**Keywords:** launch vehicle; oxygen self-pressurization; stainless steel tube; test system

收稿日期: 2015-01-08; 修回日期: 2015-04-22

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2012JY15)

作者简介: 赵耀中 (1984—), 男, 硕士, 研究领域为航天发动机试验技术

## 0 引言

我国某型新一代运载火箭液氧贮箱采用氧自生增压。氧气广泛运用于化工、航空航天、钢铁、医疗保健等行业,随着使用范围扩大,氧气使用带来的故障事例也相应增加。纯氧气本身作为强氧化剂,在使用过程中对设备结构、材料及内部条件等均有诸多限制<sup>[1-2]</sup>。在火箭贮箱氧自生增压中,需将氧气进行预热<sup>[3]</sup>,其在使用设备的要求就更为苛刻。氧气管道材质的选择直接影响其加工工艺和经济性,不锈钢作为工业常用的金属材料<sup>[4]</sup>,也是氧气系统上使用最多的材质之一。根据试验测定,常压纯氧中,10 g 金属铁块的瞬间引燃温度为 930~950 ℃,该温度低于铁的熔点(1 500 ℃),说明铁在纯氧中的燃烧会发生在铁熔融之前。而不锈钢在 1 MPa 下与纯氧的引燃温度为 920 ℃,在 3.5 MPa 下与纯氧的引燃温度会降至 840 ℃<sup>[5]</sup>。因而,预热后的氧气在 06Cr19Ni10 不锈钢材质的管道中流动的安全性,是火箭液氧贮箱采用氧自生增压方式的关键问题之一。

## 1 不锈钢管道中氧气危险因素分析

无论是氧气管道中发生燃烧或爆燃事故,都必须满足着火的必备条件<sup>[6]</sup>,即:燃料、氧化剂和点火能量。如前文述,不锈钢在纯氧中的燃烧温度较低,因而在氧气管道中,燃料和氧化剂这两个条件是满足且不可避免的,而至关重要的就是点火能量。经多项氧气管道燃烧事故调查和分析<sup>[7-8]</sup>,可能形成点火能量的因素包括:氧气流速过大、阀后管道绝热压缩、管道中存在可燃固体颗粒<sup>[9-10]</sup>和氧气流静电放电等<sup>[11]</sup>。在自生增压管道设计中,氧气最高压力约 1 MPa,预热温度在 130 ℃左右,管道通径为 50 mm,管道中包含数处 90°弯头,氧气最大设计流量约 0.8 kg/s。针对该管道可能引起管道内燃烧危险发生的因素进行分析。

### 1.1 氧气流速

氧气高速流动是管道内温度上升导致燃烧或爆燃的直接或间接原因<sup>[6]</sup>,主要发生机理包括这

几个方面:氧气高速流动,气流自身与管道发生摩擦,使管道内壁面温度升高或产生静电,当气流摩擦产生的温升达到管道材料或管道中其他材料的燃点时,就会发生燃烧现象。根据 GB16912-1997《氧气及有关气体安全技术规程》,不锈钢管道中氧气流速不能大于 25 m/s。而在火箭贮箱上自生增压管道的设计流速约为 42 m/s,大于安全技术规程规定的数值,管道产生燃烧的风险较大,必须进行实际使用工况甚至加严工况的考核,以判别管路使用是否安全。

### 1.2 固体颗粒物

虽然火箭动力系统的贮箱、输送管路、阀门、发动机等组成部分及液氧介质的加注过程都要严格进行多余物控制,但是各环节难免可能产生金属粉屑颗粒。含有金属粉屑的液氧经发动机加热气化后,将会进入增压管道,由于气流的带动作用,金属颗粒在管道内运动时与管道壁面产生碰撞和摩擦,这种撞击作用在管道的弯头处表现得最为厉害。碰撞与摩擦作用使颗粒及壁面温度升高,在壁面处形成能量积累。当这种碰撞作用使温度上升到材料在氧气中的燃点时,便会发生燃烧。

经分析,液氧系统中可能存在的金属多余物颗粒包括不锈钢及铝等。颗粒尺寸均较小,粒径分布在 10~500 μm 范围内。其中,铝在纯氧中点燃的温度仅为 600 ℃度左右,可能在氧气中碰撞燃烧,并引燃管道内壁面。基于此考虑,火箭自生增压管道存在固体颗粒物摩擦碰撞引起燃烧的可能。

## 2 试验研究

### 2.1 试验方案

为确保箭体增压管道使用安全,必须进行相关试验研究。若采用真实的动力系统进行搭载试车,一旦发生燃烧,经济损失大,并影响型号总体研制。因而,需先进行地面可行性模拟试验,然后再进行动力系统试车搭载。

在地面模拟试验中,采用火箭自生增压的不锈钢管路,创造与增压氧气流相同的温度、压力及流速条件,并将不同粒径的金属颗粒掺入管

道, 以考核管道的安全性。

## 2.2 试验系统

试验系统由氧气源、氧气加热装置、增压管路、多余物入射装置、消防系统、测量系统等部分组成。氧气源由 25 组氧气瓶组成, 每组包括 16 个 40 L 的 10 MPa 氧气瓶, 可用氧气总量为 880 kg, 可供持续试验时间为 1 100 s。各组氧气瓶由金属软管与集气排连接。主管路上设置过滤器、阀门、减压阀、质量流量计、氧气加热器、隔离铜段<sup>[13]</sup>等。各部件材质均能满足氧气环境使用条件, 管道内氧气设计流速满足氧气安全使用标准。

为确保氧气加热过程中的安全, 采用水浴换热器对氧气进行加热, 如图 1 所示。加热器为壳管式, 氧气从管程通过, 材质为铜, 设计压力 2 MPa, 热水由壳程通过, 并通过循环泵作用使水在换热器与水加热器间形成循环, 水温由加热器控制。水加热器采用电加热, 最大功率 150 kw, 最高工作温度 180 ℃, 对应最高压力 1.5 MPa, 具备超温、超压自动调整功能。

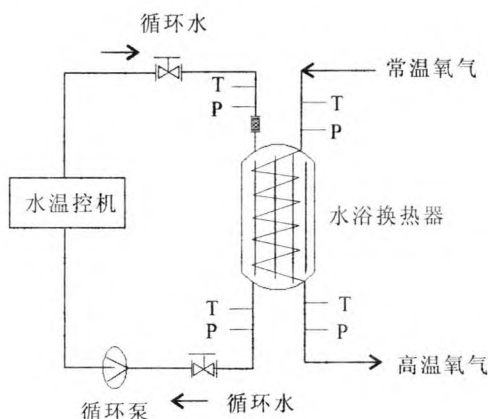


图 1 氧气加热装置原理图

Fig. 1 Schematic diagram of heat exchanger for oxygen gas

增压管路与加热器出口对接, 并按照箭上布局顺序安装。由于氧气管道出口不连接贮箱, 为此在增压管路出口处安装限流孔板, 使管道内压力达到试验设定值, 孔板材质为铜。

为实现多余物颗粒在高温氧气流动过程中进入试验管段, 采用少量氮气将多余物吹入隔离铜

管后、试验管路入口前的主管路上, 由氧气流入下游的管路中。多余物入射系统装置由减压阀、电磁阀、孔板、单向阀和过滤器构成, 多余物颗粒装在过滤器与主管路间的管道内。

由于试验件管道存在燃爆的可能, 在隔离铜管前端接入消防氮气管道, 且在试验件管道上方设置喷水消防系统。

## 2.3 试验过程及结果

### 2.3.1 多余物制备与入射系统调试

采用常用的不锈钢、铝及焊料等五种箭体动力系统常用材料, 各占总质量的 20%, 研磨至粒径 10~500 μm 范围。每次试验称量多余物 3 g 放置于入射装置。

为使入射氮气对氧气纯度影响不超过 5%, 对氮气流量及多余物吹入能力进行了调试。调试时安装 0.5 mm 孔径孔板, 将多余物装入管段, 后端通大气, 调节孔板入口氮气压力, 通气 10 s 后检查管道内多余物情况。采用多余物完全被吹出时的参数计算出多余物入射管道内的氮气流速约为 10 m/s。再根据试验时的背压条件和调试流速计算出相应的氮气流量为 35 g/s, 满足氧气纯度条件, 而此时孔板入口压力应为 3.4 MPa。

### 2.3.2 背压孔板等试验参数确定

为了确定试验时的热水温度、主减压器出口压力及背压孔板孔径等参数, 采用氮气进行了几轮系统调试及参数调整。在试验流量下, 当出口采用 22~26 mm 的孔板时, 试验管路入口压力为 1 MPa。安装 22 mm 孔板调试时, 水加热器出口温度设置为 175 ℃, 主减压器后动态压力设置为 1.4 MPa。经调试曲线分析, 试验管路入口氮气温度可达 397 K, 实测氮流量为 660 g/s, 入口压力为 1.02 MPa (绝压)。

利用上述实测流量参数对憋压孔板流量系数进行了反算后, 计算出当管路入口处压力为 1.15 MPa 时, 氧气流量将达到约 790 g/s。因而, 减压器出口动态压力需提高至 1.55~1.6 MPa。考虑减压器动态特性, 试验开始前该出口压力静态值需设为 1.8 MPa。

### 2.3.3 试验过程

试验系统准备完毕后, 先打开水加热器, 使

水温上升至 175 ℃, 并使热水在换热器与加热器间循环。为确保试验安全, 避免阀门开启时氧气的冲击使管道发生燃烧, 在系统内充氧气前, 先在管道内充入低于氧气源压力的氮气, 并调节好主路减压阀的出口压力。打开氧气主阀和隔离阀, 气流经过换热器后进入试验件管道。为消除管道内氮气对试验结果的影响, 试验总时间由 400 s 增加至 440 s, 且多余物在通气开始 100 s 以后再吹入系统。试验过程中, 测量试验件管道入口压力、温度及管道弯头外壁等处温度。试验结束后, 拆卸管路检查多余物在入射管道中是否有存留, 试验件管道内壁是否发生烧损等。

### 2.3.4 试验结果

对同一试验件进行了两轮试验, 试验期间, 未发生不锈钢管道燃爆的现象, 其中一次试验过程中测量的数据如图 2~图 4 所示。

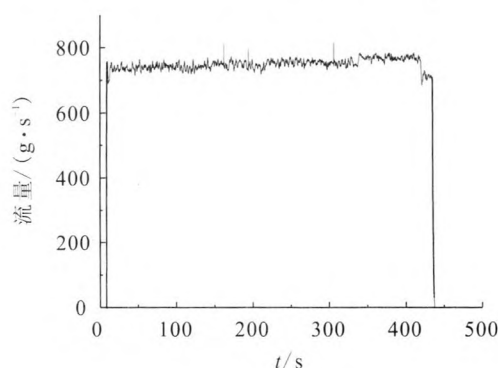


图 2 氧气流量曲线

Fig. 2 Mass flow curve of oxygen gas

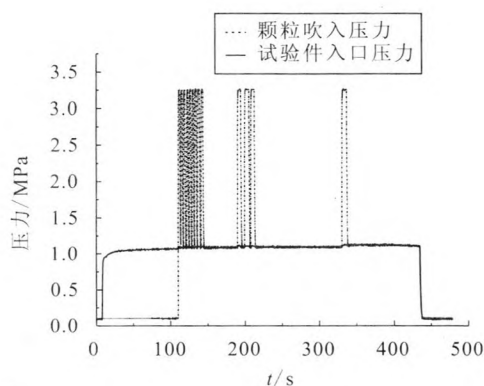


图 3 试验压力曲线

Fig. 3 Curves of oxygen and powder blowing pressure

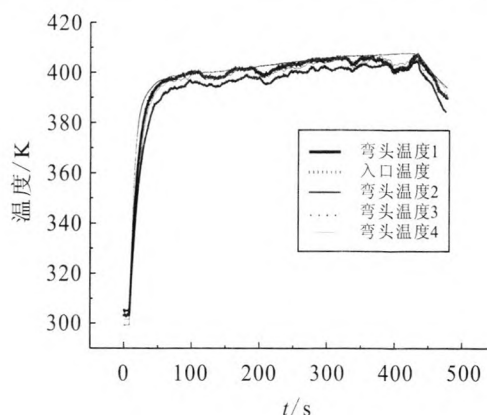


图 4 试验温度曲线

Fig. 4 Curves of oxygen flow and tube wall temperature at different locations

试验数据和试验件检查结果表明, 各试验参数均已达到要求, 多余物全部进入试验管道, 并在背压孔板上游发现金属颗粒留存, 试验件管道内壁未发现烧蚀痕迹。

## 3 结论

针对运载火箭氧箱自生增压弯头管道, 完成了高温掺杂气流试验。试验系统满足考核参数和安全要求。管道中氧气流速约为 42 m/s、管道入口氧气压力 1 MPa、温度 380~410 K 范围内时, 气流中若存在少量粒径 10~500 μm 的金属多余物时, 不影响管道的工作安全。本试验仅针对短时间工作的火箭增压管道, 结论不作为其他氧气管道系统的安全标准进行推广和参考。

### 参考文献:

- [1] 高翔. 氧气管线设计与施工探讨[J]. 山西化工, 2011 (3): 31-33.
- [2] 齐菲. 氧气阀门材质的选择及配管设计的探讨[J]. 石油化工自动化, 2014 (5): 83-84.
- [3] 赵海燕, 黎玉飞. 高温氧气用金属硬密封球阀的研究与设计[J]. 化工专用设备, 2013 (4): 23-27.
- [4] 步彬, 甘德清. 氧气管道施工及吹扫与除锈的注意事项[J]. 冶金动力, 2014 (7): 32-34.
- [5] 颜士颖. 制氧站内输氧管道安全设计[J]. 安徽冶金科技职业学院学报, 2010 (3): 24-24.

[6] 徐惊涛. 30000m<sup>3</sup>/h 氧气压缩机冷却器燃爆事故分析及预防[J]. 冶金动力, 2014 (11): 28-29.

[7] 黄承蔚, 周文等. 氧气管道爆燃事故技术分析 [J]. 化工设备与管道, 2013 (4): 76-78.

[8] 陈光利. 浅谈氧气管道安装注意事项 [J]. 特钢技术, 2009 (4): 54-55.

[9] 廖贵华. 煤化工氧气管道安全设计 [J]. 广东化工, 2014 (10): 122-123.

[10] 赵伯平. 多元料浆气化装置氧气输送管线事故的防范 [J]. 化工生产与技术, 2014 (4): 41-44.

[11] 崔海莉, 胡登辉, 等. 氧气管道安全运行措施的分析[J]. 管道技术与设备, 2010 (4): 15-43.

[12] 胡庆丽, 唐亮. 壳牌煤气化装置氧气管道和渣水管道布置设计的优化[J]. 化肥设计, 2014 (5): 83-84.

[13] 洪运武. 合成气装置氧气管线选材与脱脂工艺探讨[J]. 煤油与化工, 2014 (3): 19-20.

[14] 王赞社, 顾兆林, 赵红轩, 等. 低温贮箱多路管道增压的一种模糊算法研究[J]. 火箭推进, 2008 (2): 7-12+23.  
WANG Zanshe, GU Zhaolin, ZHAO Hongxuan, et al. Research on fuzzy control algorithm of cryogenic propellant-tank pressurization[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008 (2):7-12+23.

[15] 陈香林, 周文禄. 压力管道流固耦合振动特性分析[J]. 火箭推进, 2007 (5): 27-31.  
CHEN Xianglin, ZHOU Wenlu. Vibration characteristic analysis of pressure pipes with fluid-structure interaction [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007 (5): 27-31.

(编辑: 王建喜)

(上接第 54 页)

表 2 本方法与成败型二项分布所需试验数量对比  
Tab. 2 Quantity of test samples needed by this method and pass-fail method binomial distribution

可靠性 $R_L$ ( $r=0.85$ )	本方法所需 样本数量/台	成败型二项分布 所需样本数/台
0.99	大小容腔各 5	188
0.999	大小容腔各 8	1 896
0.999 9	大小容腔各 15	18 970

由表 2 可知, 在验证置信度  $r=0.85$ , 可靠性  $R_L=0.999\ 9$  时, 利用成败型二项分布所需无失效样本数量为 18 970 台, 利用本文提出方法所需无失效样本数量为 30 台, 因此本文提出的方法具有极大的优越性。

5 结论

本文提出的电爆阀可靠性验证及评估方法,

是通过改变电爆容腔的安全裕度试验方法, 已经成功用于弹箭星用多种电爆阀的可靠性验证及评估。该方法可以用极少的试验次数验证极高的可靠性, 尤其是当可靠性要求高时, 优越性更加显著。该方法不但可以用于电爆阀, 还可推广到成败型产品的可靠性验证及评估, 产生巨大的经济效益。

参考文献:

[1] BEURTEY X. Reliability prediction on Ariane 5 pyrotechnical devices using the hardened test method [C]// Proceedings of Probabilistic Safety Assessment and Manag-ement. Crete Greece: Springer London Ltd, 1997: 1687-1695.

[2] [苏]卓洛托夫, 季托夫. 空间运载器的可靠性保证[M]. 潘绍珍, 译. 北京: 宇航出版社, 1996.

[3] 邵德生. 关于火工装置的可靠性设计与验证问题[J]. 质量与可靠性, 2002, (增刊 2): 34-36.

[4] 胡昌寿. 航天可靠性设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.

(编辑: 马 杰)