

推进剂管路内负压形成机理研究

曹 伟, 王 睿, 陈 剑, 魏彦祥, 金广明, 刘 锋
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 嫦娥三号着陆器推进系统正样产品在测试过程中, 轨控推进剂管路出现了一段时间的负压现象, 为查找负压出现的原因, 推进系统采用故障树分析方法对推进剂管路内负压形成机理进行了研究, 并基于故障树分析结论, 进行了单机级、系统级的多项专项验证试验, 通过试验研究最终确认了推进剂管路内负压形成机理, 该现象是由于嫦娥三号着陆器推进系统检漏时采用纯氦气工质, 检漏结束后常压氦气长期存储在推进剂管路内, 由于管路内纯氦气浓度远高于外界空气, 存在氦气分子通过断流阀微通道缓慢扩散出去现象, 随着扩散量的不断下降积累, 导致推进剂管路内压力逐步减小, 产生了负压。该现象与分子扩散理论的机理和规律相符, 为系统正常固有现象, 对飞行试验无影响。

关键词: 推进系统; 推进剂管路; 负压现象; 分子扩散

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0037-06

Research on formation mechanism of negative pressure phenomenon in propellant pipeline

CAO Wei, WANG Rui, CHEN Jian, WEI Yanxiang, JIN Guangming, LIU Feng
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: During testing process of landing propulsion system in Chang'e-3, the negative pressure phenomenon was detected in the propellant pipeline for orbit control. Fault tree analysis method was used to investigate the formation mechanism of the negative pressure phenomenon. Single level and system level validation tests were conducted based on the analytical results from fault tree analysis method. The formation mechanism of the negative pressure phenomenon was confirmed by experiments and investigation. The phenomenon is caused by helium, which is used in the leak hunting of Chang'e-3 propulsion system, and then stayed in the pipeline for a long time. Helium concentration in the pipeline is far higher than the air in environment, so helium molecular diffusion occurs with pressure drop in the system, and the negative pressure phenomenon is appeared. The negative pressure phenomenon coincides with the mechanism and rule of the molecular diffusion theory. It is natural phenomenon of the system and has no influence on the flight test.

收稿日期: 2015-02-06; 修回日期: 2015-03-27

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2012JY03)

作者简介: 曹伟 (1981—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

Keywords: propulsion system; propellant pipeline; negative pressure phenomenon; molecular diffusion

0 引言

嫦娥三号着陆器推进系统正样产品在整器测试过程中, 轨控管路出现了一段时间的负压现象。为了查找负压现象出现的原因, 推进系统按照故障树方法开展了分析工作, 并基于故障树分析结论, 进行了一系列试验验证工作, 最终确认了负压出现的机理, 并针对飞行试验进行了影响分析。

1 现象及描述

嫦娥三号推进系统正样产品在出所前测试及北京交付前检漏工作时 (2012 年 5 月 26 日) 所有压力传感器常压输出均正常, 且数据稳定。推进系统交付总体后, 参加整器阶段测试时, 轨控管路压力传感器 P7 出现过一段时间 (2012 年 8 月 31 日~2012 年 10 月 17 日) 压力偏低的现象 (遥测由常压输出电压值 0.36 V 下跳 2~3 个分层值到 0.32 ~0.30 V), 2012 年 10 月 17 日, 推进系统进行喷气极性测试后, 系统恢复为常压状态, 此时 P7 压力传感器恢复到正常常压输出值。P7 压力传感器安装于推进系统燃料轨控路, 其上游为轨控路自锁阀, 下游为 7 500 N 发动机断流阀, 参加整器阶段测试时, 测试介质为氦气, 上游的轨控路自锁阀和下游的 7 500 N 发动机断流阀均为关闭状态。

2 试验验证情况

基于故障树分析结论, 推进系统策划了单机级、系统级的多项专项验证试验。通过各项验证试验来进一步分析 P7 压力传感器遥测输出偏低现象的可能原因。

2.1 单机级验证试验

2.1.1 单机常压范围压力标定

为了进一步验证传感器在常压范围内输出的稳定性, 采用装器同批次的产品进行常压范围下

的压力标定试验, 常压标定范围为 50~140 kPa, 每隔 10 kPa 一个分层值进行压力标定, 正向、负向压力各标定三次。图 1 给出了各传感器在试验工况下的变化趋势。由数据图形可以得知, 压力传感器在常压范围内遥测数据变化规律、一致性好, 可以证明在常压范围内压力传感器的遥测输出稳定, 可以排除在常压范围内压力不稳定的特性。

针对 P7 压力传感器常压输出压力偏低的现象, 推进系统以 P7 压力传感器遥测偏低作为顶事件, 按照故障树方法开展了分析工作。通过故障树分析得出以下结论:

- 1) 需要通过专项试验进一步来排除系统上存在负压的可能性;
- 2) 需要通过专项试验来进一步证明压力传感器敏感芯体受多余物的影响作用;
- 3) 需要通过各试验中传感器的常压输出值来摸索其漂移量, 进一步定位该现象产生的原因;
- 4) 需要进一步通过试验来证明, 压力传感器符合温度与压力成正比的物理特性。试验验证情况基于故障树分析结论, 策划了推进系统单机级、系统级的多项专项验证试验。通过各项验证试验来进一步分析 P7 压力传感器遥测输出偏低现象的可能原因。

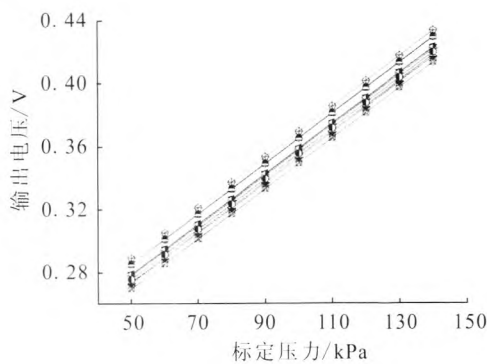


图 1 单机级常压范围压力标定数据对比图
Fig. 1 Comparison schematic of single stage pressure calibrating data within atmospheric pressure range

2.1.2 压力传感器解剖试验

为了验证同批次压力传感器生产过程中存在因多余物影响而导致遥测偏低的可能性, 选用与装器同批次的产品进行解剖试验, 解剖同批次产品试验结果可以证明: 该批次产品生产过程严格受控, 生产过程中存在多余物的概率较小, 且多余物影响压力敏感芯体模式与 P7 压力传感器遥测偏低后又恢复的现象不符, 因此可以排除压力敏感芯片和芯体存在多余物带来的故障模式。

2.1.3 常压状态下氦气保压试验

为了验证压力传感器在长期氦气环境下, 压力输出值会偏低的可能性, 从装器同批次产品中抽取了 7 件产品进行了常压氦气保压试验。试验时用氦气对传感器的常压环境进行置换, 经过几次置换后, 传感器对氦气常压环境进行保压测量, 整个保压时间维持 7 天。试验结果表明: 压力传感器可以适应氦气环境, 不存在氦气渗入敏感芯体内部而影响产品输出的可能性。

2.2 分系统级验证试验

2.2.1 整器常压上下附近压力标定试验

为了验证装器压力传感器在常压上下附近的输出稳定性, 在整器状态下完成了压力传感器在 0.05~0.15 MPa 低压区间的 10 次压力标定工作, 标定的压力间隔为 0.01 MPa。压力传感器低压标定曲线见图 2, 在负压向正压、正压向负压的各次工况下, 各压力传感器遥测输出变化规律一致性好, 压力传感器在常压上下附近稳定性较好, 可排除常压范围内输出不稳定问题。

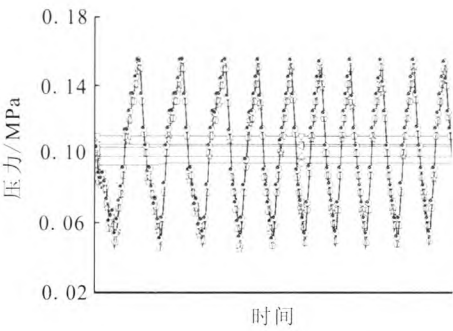


图 2 压力传感器低压标定曲线

Fig. 2 Low pressure calibrating curve of pressure sensor

2.2.2 系统放气试验

为了摸索嫦娥三号着陆器推进系统放气过程中轨控管路出现负压的可能性, 进行了三轮系统放气试验, 分别模拟系统正常气密检查结束后放气工况 (氮气)、极限放气速度工况 (氮气)、极限放气速度工况 (氦气) 下, 轨控管路出现负压的可能性。三轮系统放气试验过程压力变化曲线见图 3, 不管氮气还是氦气, 即便在极限放气速度情况下, 轨控管路都未出现负压的状态。因此, 嫦娥三号着陆器推进系统放气过程中, 轨控管路不会出现负压情况。

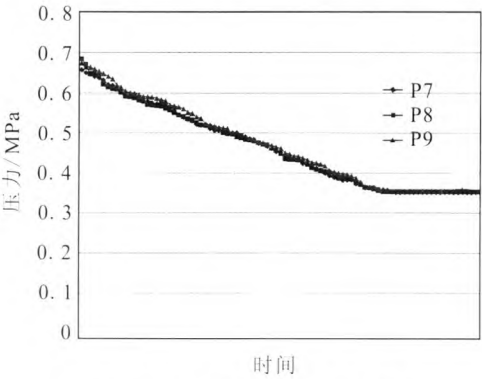


图 3 系统放气试验压力变化汇总

Fig. 3 Pressure curves in system exhaust test

2.2.3 温度试验

为验证压力传感器受温度影响而导致压力偏低的物理特性, 模拟真实产品的轨控燃料管路进行了温度试验。从试验数据可知, 封闭管路内气体压力随环境温度变化而变化, 变化规律符合热力学特性, 即温度升高压力上升, 温度降低压力下降, 从 28 ℃降至 10 ℃, 压力传感器输出电压值降低约 10 mV。而要达到 P7 压力传感器输出值偏低的程度, 温度变化最大约 110 ℃, 实际产品不存在这种温度变化工况, 可排除压力传感器受温度影响因素。

2.2.4 整器工作范围压力标定试验

为验证装器压力传感器在工作压力环境下, 遥测输出的正确性, 在正样交付的嫦娥三号着陆器推进系统产品上进行了整器工作范围压力标定试验, 系统充压 2.0 MPa 后保压监测 1 h, 试验数据见图 4。在整个试验过程中, 推进系统各路压

力传感器变化规律一致性好,和地面压力数显仪参数比对数据一致;2 MPa 压力环境下保压 1 h 的数据波动是由于系统压力稳定及充气后温度下降后所导致的,而当系统压力及温度稳定后,压力传感器遥测输出也随即稳定。由此可知,嫦娥三号着陆器推进系统装器压力传感器在工作压力范围内的遥测输出值正确,一致性好。

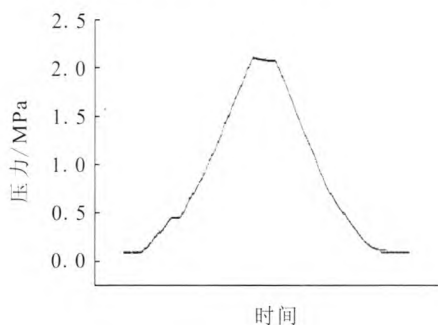


图 4 整器工作范围压力标定试验数据曲线

Fig. 4 Pressure curves of pressure calibrating test within the whole working pressure range

2.2.5 整器轨控管路常压沟通试验

2012 年 12 月 15 日,推进系统采用纯氦气完成整器工作范围压力标定试验后,轨控管路 P7 和 P8 压力传感器遥测电压值为常压状态 0.36 V,之后保持不变。2013 年 1 月 18 日,整器力学试验前加电测试时,发现轨控管路 P7 和 P8 压力传感器遥测电压输出值均下跳一个分层值到 0.34 V。为验证推进系统在纯氦气环境状态下,长期存储后产生负压的可能性,进行了整器轨控管路常压沟通试验。如图 1 所示,先进行轨控燃路常压沟通测试,打开 P7 压力传感器上游一个轨控自锁阀 LV2,沟通隔离膜片 PL1 至轨控自锁阀 LV4 之间的轨控燃料管路,P7 压力传感器遥测电压输出值仍然维持在 0.34 V;打开 P7 压力传感器上游另一个轨控自锁阀 LV4,沟通隔离膜片 PL1 至隔离膜片 PL3 之间的轨控燃料管路,P7 压力传感器遥测电压输出值发生跳变现象,在 0.34~0.36 V 之间跳变;将轨控燃料管路测试口 CS3 口打开,将轨控燃路与大气常压相沟通,P7 压力传感器遥测电压输出值稳定在 0.36 V。之后进行轨控氧化剂管路常压沟通测试,P8 压力传感器遥测电

压输出值的变化情况与燃料路相同。

根据整器轨控管路常压沟通试验结果,以轨控燃路为例,根据轨控燃料管路各部分的管路容积和轨控自锁阀打开前的管路压力情况,通过理论计算进一步验证系统内压力变化情况。计算输入如下:

- 1) 隔离膜片 PL1 到轨控自锁阀 LV2 容积 0.215 L,初始压力 0.1 MPa;
- 2) 隔离膜片 PL3 到轨控自锁阀 LV4 容积 0.199 L,初始压力 0.1 MPa;
- 3) 轨控自锁阀 LV2 到 LV4 容积 0.440 L,初始压力 0.084 1 MPa (对应电压 0.34 V)。

通过计算得知,轨控自锁阀 LV2 打开后,轨控燃路压力计算值为 0.089 3 MPa (对应电压 0.34 V),与整器轨控管路常压沟通试验时,轨控自锁阀 LV2 打开后 P7 压力传感器的遥测值一致;而当轨控自锁阀 LV4 打开后,轨控燃路压力计算值变化为 0.096 3 MPa (对应电压 0.36 V),与整器轨控管路常压沟通试验时,轨控自锁阀 LV4 打开后 P7 压力传感器的遥测电压值跳变到 0.36 V 相一致。

整器轨控管路常压沟通试验情况与计算分析结果表明:在进行轨控管路与常压沟通前,轨控路存在负压,P7 和 P8 压力传感器的遥测值为系统内的真实压力情况。

3 机理分析

在嫦娥三号着陆器推进系统检漏放气后,推进管路内存储的是纯氦气。由于轨控管路里氦气浓度高(外界大气中几乎无氦气,主要为氮气、氧气等成分,平均分子量为 29),而轨控管路内氦气的分子量较小(分子量为 4)。基于分子扩散理论,在常压、常温条件(本系统即符合此条件)及扩散微通道平均直径(或称为微小毛细通道)远小于分子自由程情况下(实际氦气扩散通道主要从下游 7 500 N 发动机断流阀向外界扩散,而断流阀内漏水平约在 $10^{-5} \sim 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$,可视等同于微通道),氦气分子会通过断流阀微通道向外扩散(由于存在浓度梯度)。同样地,理论上外界空气也会向管路内分子扩散,但由于外

界空气为自由无限空间, 且空气平均分子量较大, 向管路内扩散受断流阀微通道壁面阻力影响更大, 形成管路内氦气向外界大气环境更易扩散而外界空气向管路内扩散不易的扩散机理。对于微通道平均直径远小于分子自由程条件下, 分子扩散理论同时也表明, 扩散过程以分子间相互碰撞、分子与微通道壁面碰撞为特征。因此, 向外扩散出去的历程较慢 (与实际现象接近, 即经历近两个月后才发现压力略有降低)。

分子扩散理论量化描述: 对于 A, B 两种气体组分, 两者之间为微通道, A 气体向 B 气体扩散的速率 J_A 为:

$$J_A = -D_{AB} \frac{dC_A}{dX}$$

式中: D_{AB} 为气体 A 向气体 B 的扩散系数; C_A 为气体 A 的浓度; X 为扩散通道方向的物理距离; 负号为扩散后浓度下降。

上述公式表明, 扩散速率与扩散系数 D_{AB} 成正比, 而扩散系数 D_{AB} 与气体分子量、温度、微通道平均直径有关, 具体关系为:

$$D_{AB} = 97.0\gamma \left(\frac{T}{m_A} \right)^{0.5}$$

式中: T 为绝对温度; m_A 为气体 A 的分子量; γ 为微通道平均直径。

从上述公式可以看出, 扩散系数与气体分子量成反比, 即分子量越小, 扩散系数越大, 对应扩散速率也越大。氦气与空气相比, 相同条件下, 氦气的扩散系数是空气的 2.7 倍, 扩散速率亦约为 2.7 倍。

分子扩散理论表明: 对于嫦娥三号着陆器推进系统轨控推进剂管路, 检漏时采用纯氦气工质, 结束后放气至大气压力, 与外界大气压力平衡, 经过一段时间后 (约 2 个月), 出现管路内压力低于外界大气压的现象, 此现象非压力不平衡所致, 而是管路内氦气分子通过断流阀微通道缓慢扩散出去所形成, 其现象与分子扩散理论规律一致。

经分析, 嫦娥三号推进系统轨控推进剂管路出现压力下降而姿控推进剂管路内压力未出现下

降的原因为: 1) 轨控管路下游为 7 500 N 发动机断流阀, 密封处口径大, 可扩散的微通道面积大, 易于扩散, 而姿控推力器 (150 N, 10 N) 口径小得多, 对单个阀门来说, 姿控阀门难以扩散; 2) 轨控路断流阀为单阀座、单道密封结构, 而姿控路推力器阀门均为双阀座、双道密封结构, 姿控推力器阀门内漏率水平优于断流阀 1 个数量级 (常压下可能更高), 即使氦气可通过姿控推力器阀门分子扩散, 但因二道阀座, 实际扩散量几乎可以忽略; 3) 轨控路自锁阀下游管路容积小于姿控路自锁阀下游容积, 在姿控推力器阀门扩散速率几乎可以忽略的情况下, 姿控管路氦气向外扩散后使得压力传感器产生可识别的变化程度, 也几乎不可能。

4 飞行试验影响分析

在嫦娥三号探测器执行任务期间, 推进轨控管路内的介质是液体推进剂, 不存在气体扩散的机理。而在系统工作过程中, 7 500 N 发动机断流阀上游存在压力, 使得断流阀密封性更好 (上游压力越高, 密封效果越好), 对飞行试验无影响, 可以满足飞行任务。

5 结论

嫦娥三号着陆器推进系统正样产品在整器测试过程中, 轨控推进剂管路出现的负压现象是由于氦气长期存储在推进剂管路中, 存在氦分子缓慢扩散现象, 导致管路内压力逐步减小产生负压。该现象与分子扩散理论的机理和规律相符, 为系统正常固有现象, 对飞行试验无影响。

参考文献:

[1] 王平利, 王志伟. 无定形 PET 中小分子扩散系数的分子动力学模拟[J]. 化工学报, 2009 (08): 49-54.
[2] 孙炜, 陈中, 黄素逸. 模型流体扩散系数与温度关系的分子动力学模拟[J]. 武汉化工学院学报, 2005 (04) 3-6.
[3] 霍瑞霞, 刘俊, 杨晓峰, 等. 分子在 ITQ-3 分子筛窄孔道内扩散的过渡态理论模型[J]. 高等学校化学学报, 2010 (07): 159-163.

[4] 刘立凤, 赵亮. 分子在分子筛上扩散行为的分子模拟研究进展[J]. 化工进展, 2011 (07): 21-30.

[5] 刘中民, 郑禄彬, 陈国权, 等. 与浓度相关的扩散系数 D_t 的求取[J]. 中国科学 B 辑, 1995 (07): 34-39.

[6] 王文兰, 黄永. 分子扩散测定方法的研究进展[J]. 化学工程师, 2008 (05): 41-43.

[7] 刘娟芳, 曾丹苓. 扩散系数的分子动力学模拟[J]. 工程热物理学报, 2006 (03): 15-17.

[8] 宋海华, 尹小勇. 模拟扩散系数的分子动力学方法[J]. 化学物理学报, 2005 (05): 81-85.

[9] 秦星, 张秉坚. 微孔隙中流体扩散系数分子动力学模拟的并行算法研究[J]. 计算机与应用化学, 2005 (02): 7-12.

[10] 刘迎春, 王琦, 吕玲红. 微孔中简单流体扩散行为的分子动力学模拟研究[J]. 高等学校化学学报, 2004 (05): 119-122.

[11] 秦星, 张秉坚. 微孔中简单流体混合物扩散系数的分子动力学模拟与关联[J]. 化学物理学报, 2003 (06): 37-41.

(编辑: 王建喜)

(上接第 12 页)

后续还需进一步开展以下工作:

- 1) 开展发动机高可靠、长寿命考核, 以满足长工作寿命航天器的需求。
- 2) 国外典型液体远地点发动机主要特点为燃烧效率高, 其不同形式的喷注器均能接近 100% 的燃烧效率。为满足未来空间飞行器对推进系统的性能要求, 还需从高性能喷注器、抗高温氧化材料等方面继续开展研究。

参考文献:

[1] 胡昌义, 郑德国. CVD 钎涂层 / 铌基复合喷管研究进展[J]. 宇航材料工艺, 1998, 19(3): 7-10

[2] REED B D. High temperature oxidation behavior of iridium-rhenium alloys, AIAA 94-2893[R]. Reston: AIAA, 1994.

[3] FORTIN A J. Advanced materials for chemical propulsion: oxide-iridium/rhenium combustion chambers, AIAA 94-2894[R]. Reston: AIAA, 1994.

[4] HENDERSON S, STECHMAN C. Performance results for the advance materials bipropellant rocket (AMBR) engine, AIAA 2010-6883[R]. Reston: AIAA, 2010.

[5] WU P K, Woll P, STECHMAN C. Qualification testing of 2nd generation high performance apogee thruster, AIAA 2001-3253[R]. Reston: AIAA, 2001.

[6] STECHMAN C. Off-limit testing of the model R-4D 110lbf (490 N) bipropellant rocket engine, AIAA 2004-3694[R]. Reston: AIAA, 2004.

[7] KRISMER D. Qualification testing of a high performance bipropellant rocket engine using MON-3 and hydrazine, AIAA 2003-4775[R]. Reston: AIAA, 2003.

[8] STECHMAN C. Development and qualification of a 90 newton (200Lbf) bipropellant rocket engine, AIAA 90-2055[R]. Reston: AIAA, 1990.

[9] 周红玲, 姜文龙, 刘昌国. 国内外卫星用液体远地点发动机发展综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 1-8.

[10] 杨成虎, 林庆国, 刘昌国. 高性能液体远地点发动机技术发展[J]. 火箭推进, 2013, 39(4): 1-7.

[11] 林庆国, 杨成虎, 刘焱. 射流角度和壁面曲率对撞壁液膜的影响[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(2): 17-21.

[12] ZHOU Hongling, JIANG Wenlong, LIU Changguo. Development of liquid apogee engine for satellite at home and abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(5): 1-8.

[13] YANG Chenghu, LIN Qingguo, LIU Changguo. Technology development of high performance liquid apogee engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 1-7.

(编辑: 陈红霞)