

动力系统试验吹除系统调试问题分析

宋晶晶, 王海峰, 赵洪波, 王燕娜
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 新一代运载火箭动力系统试验台首次承担某型号动力系统试验任务, 在发动机燃料头腔(燃气腔)吹除调试过程中发现吹除压力偏低, 难以满足试验要求。介绍了吹除系统组成及利用孔板模拟发动机吹除路背压的调试方案, 分析了引起吹除路压力偏低可能原因是孔板模拟的额定吹除流量或供气管路的阻力系数偏大。因此, 通过模拟孔板流量系数标定和管路流阻特性计算, 最终确定供气管路阻力系数偏大是引起吹除压力值偏低的主要影响因素, 并通过制定加大供气管路内径、减少系统阀门数量等针对性改进措施, 优化了地面配气工艺系统。经试验验证: 吹除压力偏低的原因分析是正确性的, 采取改进措施后供气管路的流阻损失降低了 47%。同时确定了试前气源的容积及充气压力, 保证了试验的顺利进行。

关键词: 配气系统; 流阻特性; 孔板流量系数

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0083-06

Analysis on blow-off test system for launch vehicle power system

SONG Jing-jing, WANG Hai-feng, ZHAO Hong-bo, WANG Yan-na
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: First test of a certain launch vehicle power system was conducted at the new generation launch vehicle power system test stand. During the debugging of blow-off in the fuel dome of the engine, it was found that the blow pressure in the cavity was too low to meet the test requirements. Based on introducing the constitution of blow-off system and debugging method of utilizing the orifice plate to simulate backpressure in blow-off path of the engine, the causation of low pressure in blow-off path is analyzed, by which the reason is revealed that the resistance coefficient of the rated blow-off flow of orifice plate simulation or the air supply pipeline is too high. By flow coefficient calibration of orifice plate and the flow resistance calculation of the pipeline, it is affirmed that high flow resistance coefficient of the air supply pipeline is the main factor that leads to the low blow pressure of the cavity. Some pertinent measures were adopted to optimize the gas distribution system and decrease flow resistance of the pipeline. Therefore, the inflation pressure and volume of gas

收稿日期: 2014-03-13; 修回日期: 2014-05-20

作者简介: 宋晶晶 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为火箭发动机地面模拟试验技术

source were confirmed. The analysis results ensure the success of power system test. With the measures, the flow resistance loss was decreased by 47%.

Keywords: gas distribution system; flow resistance property; flow coefficient of orifice plate

0 引言

某动力系统试验台需要承担某型号运载火箭助推模块动力系统热试车。箭上增压输送系统首次与2台液氧/煤油发动机进行热试车匹配试验。试验过程中,发动机推力室和发生器燃料头腔吹除压力是关系到液氧/煤油发动机能否可靠起动的重要条件之一。因此,对此路地面配气系统的要求十分严格。燃气腔强吹路地面系统设计采用气瓶落压吹除方案。在调试中发现:箭地接口的压力值无法满足发动机起动前至起动完成全程的吹除要求。为解决调试中出现的问题,在分析引起燃气腔吹除路压力值偏低可能原因的基础上,对

模拟孔板的流量系数及管路流阻特性分别进行了试验标定和计算,从而确定了影响燃气腔吹除压力值偏低的关键因素。通过优化地面配气工艺系统,降低供气管路的流阻,最终确定了气源的容积及初始充气压力。

1 系统搭建与问题分析

1.1 燃气腔吹除系统搭建

考虑到减压器重复使用后稳定性差的特点,发动机燃气腔强吹地面工艺系统设计采用气瓶落压吹除方案。系统由高压氮气瓶、手动截止阀、过滤器、单向阀、电磁阀及管路附件组成。系统原理图如图1所示。

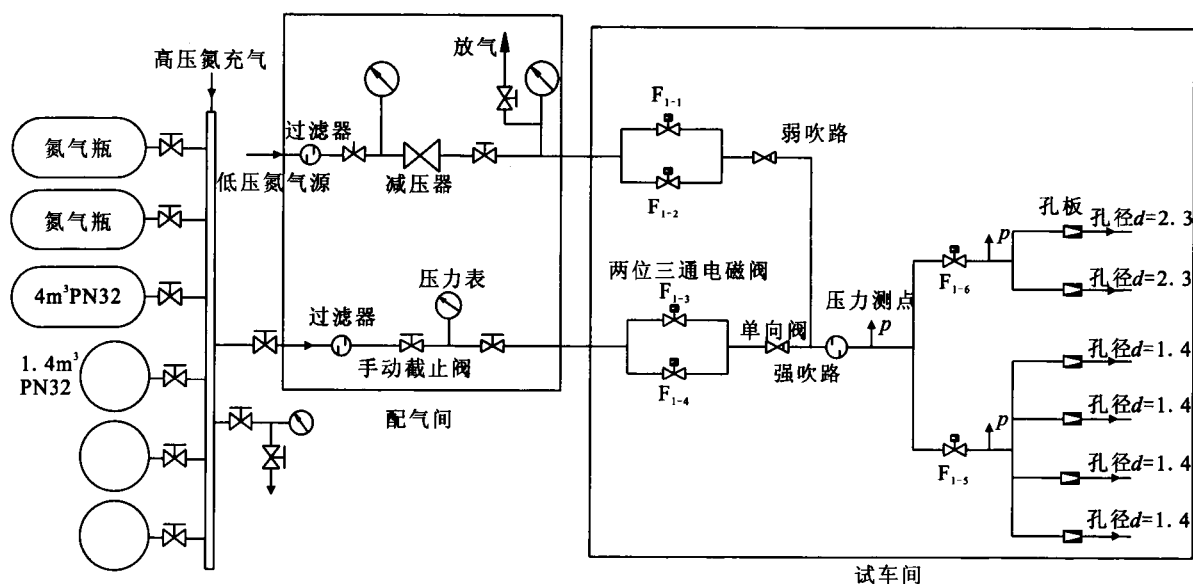


图1 发动机燃气腔吹除原理图

Fig. 1 Diagram of blow-off system for engine fuel dome

由于不允许与发动机联合调试,因此,利用孔板模拟发动机吹除路背压,通过打开、关闭孔板前端阀门模拟发动机不同时段的吹除情况。按照点火时序,-20 s燃气腔吹除只对燃气发生器燃料头腔吹除,模拟发动机管路对应孔板的喉

部直径为2.3 mm;-2 s发动机电动气阀打开后,分别对燃气发生器、推力室冷却环带及燃料主阀后三路进行吹除,对应孔板的喉部直径分别为2.3 mm,1.4 mm和1.4 mm,要求吹除过程中箭地对接面吹除压力20.6~23.1 MPa。

1.2 问题分析

对发动机燃气腔强吹路进行了多次调试, 具体调试压力参数值见表 1。

调试结果表明: -2 s 箭地接口吹除压力值在 19.3~20.5 MPa 范围内, 低于 20.6 MPa 的要求值;

如果提高气源压力, 则在发动机起动过程中当发动机上吹除阀关闭时, 压力将高于 23.1 MPa 的上限值。原因是管路最大流阻在 2.9~3.4 MPa, 大于 20.6~23.1 MPa 的压差, 所以无论如何改变气源压力, 都很难满足要求。

表 1 发动机燃气腔强吹路多次调试结果

Tab. 1 Debugging results of blow-off path of engine fuel dome

序号	气源起始压力 p_0/MPa	-20 s 箭地接口 压力 p_1/MPa	-2 s 箭地接口 压力 p_1/MPa	-2 s 气源压力 p_0/MPa	气瓶场至箭地 接口流阻/ MPa
1	23.6	22.0	19.9	23.1	3.2
2	23.1	21.4	19.3	22.7	3.4
3	23.6	22.2	20.5	23.4	2.9
4	23.5	21.9	20.3	23.3	3.0

强吹箭地接口压力受到气瓶充气压力、气瓶场至试车间地面供气管路的流阻系数及吹除气体流量的影响, 在调试过程中, 产生强吹路箭地接口压力值偏低的主要原因可能有:

1) 在调试过程中, 利用孔板模拟额定吹除流量下发动机管路背压, 由于孔板未进行标定, 孔板流量系数不能确定, 按照使用经验, 孔板流量系数一般在 0.61~0.95 之间^[1]。孔板流量系数的上限、下限相差较大, 而孔板的质量流量与孔板流量系数成正比, 管路流阻又与质量流量的平方成正比, 孔板流量系数越大, 则实际流量越大, 相应的管路沿程阻力损失就越大, 取孔板流量系数上限计算出的流阻损失约是下限的 2.5 倍。

2) 在设计过程中未考虑流阻特性的影响, 从气瓶场至试车间的供气管路较长, 供气管径的选取成为工艺系统设计的重要环节, 从管路流阻特性角度分析, 管路流阻与供气管径成反比, 选取的供气管径越细, 管路沿程流阻损失就会增大。此外, 对于压力、流量要求比较严格的管路, 还需要考虑局部阻力系数因素的影响, 如管路上阀门的类型、渐缩管的夹角以及弯头的转角等。

2 计算与分析

基于以上的原因分析, 进行了两个方面的理论计算和试验论证: ① 对模拟孔板的流量系数

进行现场标定, 确定在工作压力下模拟孔板的质量流量; ② 对系统管路流阻特性进行计算分析, 确定引起流阻损失偏大的管段, 为系统优化设计奠定基础。

2.1 孔板流量系数试验标定

2.1.1 孔板标定试验原理

系统采用正压法对孔板进行标校, 以临界流喷嘴为气体流量标准器, 当流体连续通过标准器和被检孔板时, 通过直接测量法, 确定被检孔板的流量特性。标校装置由高压氮气瓶、过滤器、手阀、减压器、音速喷嘴、压力传感器、温度传感器及被校孔板组成, 见图 2 所示。

根据气体动力学原理, 当气体通过临界流喷嘴时, 喷嘴上游气流压力比达到某一特定数值的条件下, 在喷嘴喉部形成临界流状态, 气流达到音速。此时, 气体的质量流量只与喷嘴入口处的滞止压力和温度有关, 而不受其下游状态变化的影响。

气体通过音速喷嘴的质量流量为:

$$q_m = \frac{A_* \cdot C \cdot C_{v_i} \cdot p_0}{\sqrt{RT_0}} \quad (1)$$

式中: q_m 为音速喷嘴在实际条件下的质量流量, kg/s; A_* 为音速喷嘴喉部的内截面积, m^2 ; p_0 为音速喷嘴前的气体滞止绝对压力, MPa; T_0 为音

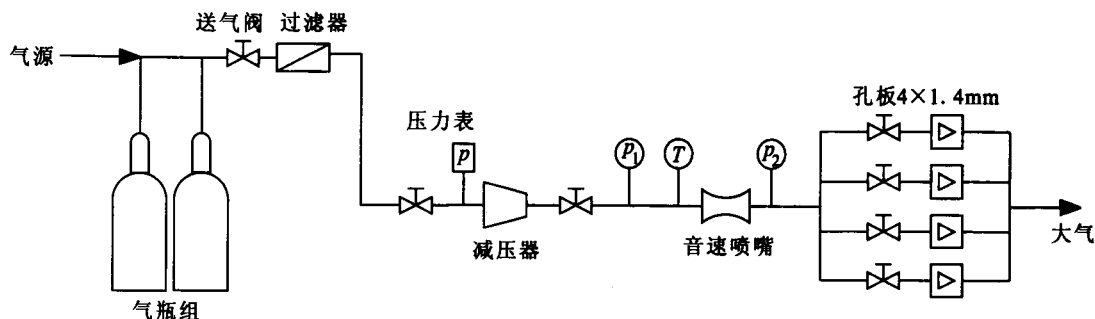


图2 音速喷嘴标校装置原理示意图

Fig. 2 Principle diagram of sound velocity nozzle calibrating system for orifice plate calibration

速喷嘴前的气体滞止温度, K; R 为气体常数; C_{*i} 为理想条件下的临界流函数; C 为流出系数。

$$C_{*i} = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (2)$$

式中 k 为气体等熵指数。

喷嘴的压力一般是在上游管壁取压口测量的, 此压力为静压力。静压力与滞止压力的关系为:

$$\frac{p_0}{p_1} = 1 + \frac{k}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \beta^4 \quad (3)$$

式中, p_1 为上游静压力, MPa; β 为喷嘴直径比。当 β 小于或等于 0.25, 上游测量温度 (静温) 等于滞止温度, 所带来的误差可以忽略不计^[2]。

2.1.2 孔板标定试验数据分析

在标校装置中, 采用标准器音速喷嘴的喉部直径 d 为 1.61 mm, 流出系数为 0.945。利用临界流喷嘴分别对 $d_1=2.3$ mm 和 $d_2=2.3$ mm 及 4 个 $d_3=1.4$ mm 的孔板进行标校, 监测喷嘴前压力测点 p_1 、温度测点 T 及喷嘴后压力测点 p_2 , 试验数据及标校孔板结果如表 2 所示。

表2 多个孔板标校的试验数据及结果

Tab. 2 Test data and results of calibration for orifice plates

标校孔板名称	p_1 /MPa	T /K	p_2 /MPa	C
孔板喉部 $d_1=2.3$ mm	8.0	298.6	3.88	0.954
	5.0	296.8	2.43	0.950
	8.2	296.3	3.78	1.004
孔板喉部 $d_2=2.3$ mm	5.1	299.7	2.4	0.984
	3.5	299.3	1.68	0.965
	3.0	299.1	1.40	0.992
4 个喉部 $d_3=1.4$ mm	5.06	297.2	1.817	0.870
孔板同时标校	8.2	296.2	2.98	0.887

由表 2 试验数据可以看出: $p_2/p_1 \leq 0.528$, 说明喷嘴的背压比小于音速喷嘴的临界压力比, 喷嘴达到了音速。气体介质流经标校孔板后排入大气, 孔板后压力 $p_3 \approx 1.01 \times 10^5$ Pa, $p_3/p_2 \leq$

0.528, 节流孔板出口处气流达音速, 根据气体流量计算公式 (1), 确定出孔板流出系数, 从而计算出在工作压力 $p=20.6$ MPa 时孔板的质量流量。计算结果如表 3 所示。

表 3 在工作压力下孔板的质量流量

Tab. 3 Mass flow of orifice plates under working pressure

标校孔板的 喉部直径/mm	孔板流出系数 均值 C_o	孔板前气体 温度/K	孔板质量流量/ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	要求流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)
$d_1=2.3$	0.969	297.2	0.210	0.220
$d_2=2.3$	0.980	299.4	0.211	0.220
$d_3=1.4$	0.879	296.7	0.0705	0.070

由表 3 可以看出: 标校孔板流量偏离任务要求值分别为 4.5%, 4.0% 和 0.71%, 满足发动机要求。由此说明: 模拟孔板能够真实模拟发动机内部管路背压, 不是造成强吹路箭地接口压力值无法满足要求的因素。

2.2 管路流阻特性分析

从管路流阻特性角度分析, 从气瓶场至试车间箭地接口管路阻力损失为 Δp , 主要由沿程阻力 Δp_1 和局部阻力 Δp_2 两部分组成。

$$\Delta p = \Delta p_1 + \Delta p_2 = \lambda \frac{L}{d} \rho \frac{\omega^2}{2} + \xi \rho \frac{\omega^2}{2} \quad (4)$$

式中: Δp_1 为流体沿程损失压降, Pa; Δp_2 为局部损失压降, Pa; L 为管长, m; d 为圆管内径, m; ρ 为流体密度, kg/m^3 ; ω 为流体流速, m/s ; λ 为沿程阻力系数; ξ 为局部阻力系数。

利用公式 (4) 对发动机燃气腔强吹管路进行分析, 整个管路可分为 3 个部分: ① 气瓶厂至配气间管路 $\Phi 38 \times 7 \text{ mm}$, 约 500 m; ② 配气间管路 $\Phi 27 \times 3.5 \text{ mm}$, 约 50 m; ③ 试车间至箭地接口管路 $\Phi 21 \times 3.5 \text{ mm}$, 约 30 m。以总体提供的最大流量 720 g/s 计算, 其结果见表 4。

表 4 管路流阻计算结果

Tab. 4 Calculated results of flow resistance in pipeline

管路通径 d/mm	沿程流阻 $\Delta p_1/\text{MPa}$	局部流阻 $\Delta p_2/\text{MPa}$	总流阻 $\Delta p/\text{MPa}$
DN24	1.2	0.12	1.32
DN20	0.28	0.19	0.47
DN14	0.98	1.08	2.06

由表 4 可知, 在整个管路中, 从试车间至箭地接口的管路 (DN14) 摩擦阻力损失较大, 总

流阻达到了 2.06 MPa, 显然, 已经影响到了管路的使用要求。因此, 供气管路流阻损失偏大是强吹路箭地接口压力值偏低的主要原因。

3 系统优化设计及试验验证

3.1 系统优化设计

通过上述分析, 解决燃气腔吹除入口压力偏低的有效途径是降低整个管路的流阻损失。地面配气系统采取的改进措施有: ① 加大供气管路内径。从设计的使用性、成本的经济性等多方面考虑, 将试车间至箭地接口 $\Phi 21 \times 3.5 \text{ mm}$ 管路更换成 $\Phi 27 \times 3.5 \text{ mm}$ 管路。通过理论计算, 改进后从试车间至箭地接口管路总流阻为 0.41 MPa, 整个燃气腔强吹路总流阻减少了 1.55 MPa。经理论分析, 改进后的管路能够满足总体试验要求。② 减少系统阀门数量。将强吹管路二位三通电磁阀换成二位二通电磁阀, 同时拆掉系统单向阀, 以降低局部阻力损失。③ 更换管路过滤器。过滤器多次使用后颗粒杂质容易吸附在滤面上, 逐渐堵住滤孔, 滤通量下降, 造成流阻增大。

3.2 试验验证

系统优化后进行了调试。采用容积分别为 1.4 m^3 和 4 m^3 的氮气瓶各 3 个为发动机燃气腔供气。调试前, 将氮气瓶至试车间燃腔电磁阀前端管路充气至 23.6 MPa (绝压), 监测到的压力曲线如图 3 所示。

由图 3 可以看出: 在 -20 s 和 -2 s 燃气腔吹除压力值分别为 22.4 MPa 和 21.5 MPa, 满足 20.6~23.1 MPa 的总体要求值。管路流阻损失约 1.8 MPa 的气源余气压力为 23.1 MPa, 耗气总量约 81 m^3 。此次调试后又进行了 3 次调试, 调试

结果与此次相吻合,因此,确定试前采用容积为 1.4 m^3 和 4 m^3 各3个氮气瓶供气,充气压力为 23.6 MPa 。

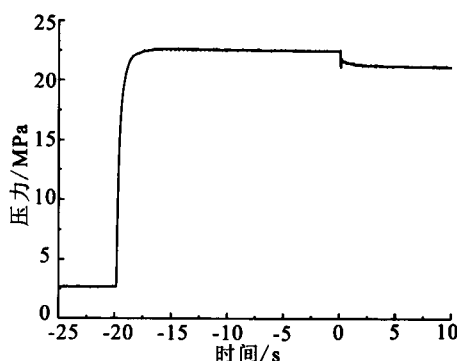


图3 优化后燃气腔吹除压力曲线

Fig. 3 Curve of blow-off pressure in fuel dome after optimization

图4所示为动力系统试验燃气腔吹除压力曲线。 -20 s 和 -2 s 时燃气腔吹除压力值分别为 22.5 MPa 和 21.7 MPa ,管路流阻损失在 1.8 MPa 左右,总流阻降低了约47%,与调试结果基本吻合。

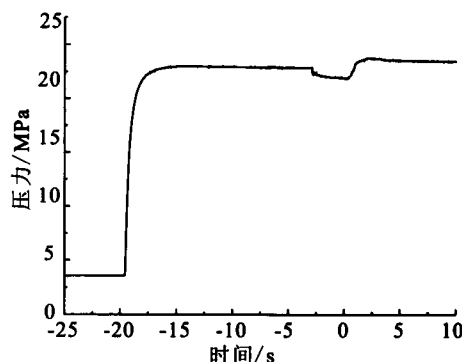


图4 动力系统试验燃气腔吹除压力曲线

Fig. 4 Curve of blow-off pressure in fuel dome during power system test

4 结论

1) 文章对引起燃气腔吹除压力值偏低的原因进行了理论分析和试验验证,结果表明:调试中节流孔板真实模拟了发动机内部管路背压,而

供气管路流阻损失偏大是造成燃气腔吹除压力值偏低的主要原因。

2) 针对系统存在的问题,对燃气腔吹除系统进行优化设计,使燃气腔吹除管路总流阻由 3.4 MPa 减少到 1.8 MPa 左右,管路流阻降低了约47%,燃气腔吹除压力值满足了试验要求,确定了试验前气源的容积及充气压力,为动力系统试验的成功提供了保障。

参考文献:

- [1] 周载学. 发射技术(中)[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [2] 孙淮清. 流量测量节流装置设计手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.
- [3] 范瑞祥, 田玉蓉, 黄兵, 等. 新一代运载火箭增压技术研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 8-16.
- [4] 孙宏明. 运载火箭与推进系统[J]. 火箭推进, 2000, 38(3): 1-10.
- [5] 王池, 李芳, 王东伟, 等. 音速喷嘴检定过程中几个问题的分析[J]. 现代计量测试, 2002, 10(1): 24-27.
- [6] 齐利晓, 张涛, 邢娟. 正压法音速喷嘴气体流量标准装置的研究及应用[J]. 计量学报, 2009, 30(2): 125-129.
- [7] 梁国伟, 周宁宁, 李长武. 临界流文丘里喷嘴流量计的原理与应用[J]. 中国计量学院学报, 2004, 15(3): 186-190.
- [8] 许铃, 汪斌. 音速喷嘴气体流量标准装置测量不确定度评定[J]. 中国测试技术, 2007, 33(3): 63-64.
- [9] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [10] 廖少英. 液体火箭推进增压输送系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [11] 流量测量不确定度分析[M]. 北京: 中国计量出版社, 2002.
- [12] 宋晶晶, 赵洪波, 孙德, 等. 高压大流量氢气稳压技术在试验中的研究与应用[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 64-70.
- [13] 廖少英, 顾仁年. 新一代运载火箭增压输送系统交叉输送技术研究[J]. 上海航天, 2005, 30(3): 37-41.
- [14] 张银勇, 吴剑, 李向党. 某推进系统气路启动特性研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(6): 20-23.
- [15] 张雪梅, 朱佳春. 动力系统大气垫容积启动充填仿真及试验研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(6): 1-4.

(编辑: 陈红霞)