

# 动力系统试验台充气系统优化设计

宋晶晶, 郭 敬, 王海峰, 刘瑞敏  
(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 某试验台承担了多项运载火箭动力系统的试验任务, 试验前需要对箭上气瓶进行充气。由于箭上所带气瓶个数较多, 充气压力较高, 充气所需时间较长, 操作人员工作量较大。同时, 满足总体单位充气速率要求的难度较大。为了解决以上难题, 借助 AMESim 软件对地面工艺系统进行仿真, 获得箭上气瓶充气流量及地面气源压力的变化情况。根据仿真结果进行优化设计, 通过在试验系统上增设孔板和增加数显二次仪表等针对性措施, 实现了箭上气瓶充气速率在线调节的功能。对气瓶充气流程进行优化, 充气气源采取高、低压切换逐瓶供应的方式。经动力系统试验考核, 验证了系统优化设计的有效性。

**关键词:** 动力系统试验; 充气; 系统优化

**中图分类号:** V433-34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0073-06

## Optimal design on gas inflation system of power system test stand

SONG Jingjing, GUO Jing, WANG Haifeng, LIU Ruimin  
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The launch vehicle power system tests are conducted at the new generation launch vehicle power system test stand. The gas cylinders on the rocket should be inflated before the test. The gas inflation usually lasts a long time because of so many gas cylinders on the rocket and the high gas pressure. And the task of operators is very heavy before tests beginning. Additionally, the air inflation speed is controlled difficultly. For solving the problems above, the process system on the ground was simulated by using the AMESim software, and the air inflation flow and the change of the gas pressure was obtained. Based on the simulation result, the design can be optimized. Some pertinent measures were adopted to optimize the gas distribution system and achieve the online regulation of air inflation speed. At the same time, the air inflation process of gas cylinders was optimized. The validity and reliability of system optimization was proved by launch vehicle power system tests.

**Keywords:** power system test; air inflation; system optimization

收稿日期: 2015-12-25; 修回日期: 2016-03-13

作者简介: 宋晶晶 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机地面试验技术

## 0 引言

动力系统试验台承担了多项运载火箭动力系统试验任务, 试验前需要对箭上气瓶进行充气。由于箭上所带气瓶个数较多, 充气压力较高, 因此, 箭上气瓶充气所需时间较长。如: 某助推模块共有 30 个容积 60 L 的箭上增压气瓶, 充气压力 35 MPa, 发动机有 4 个容积 22 L 的氮、氦气瓶, 充气压力 23 MPa。试验前气瓶需连续充气约 10 h, 操作人员工作量很大。不同人员操作, 充气速率的控制有所差异, 且充气初始阶段气瓶背压较小, 容易出现充气速率过快现象。随着气瓶压力升高, 背压逐渐变大, 充气速率变慢, 导致充气时间过长。为了提高箭上气瓶充气效率,

满足总体充气速率要求, 在分析充气速率影响因素的基础上, 利用 AMESim 软件对地面工艺系统进行数值仿真, 获得充气过程箭上气瓶充气流量及地面气源压力变化情况, 并根据仿真结果对工艺系统进行优化, 同时改进充气流程, 缩短箭上气瓶充气的时间, 提高地面高压气源充气有效利用率。

## 1 问题分析

考虑到箭上气瓶最高充气压力 35 MPa, 其供气压力较高, 地面工艺系统设计采用气源直接供给方式。系统由高压氦气瓶、手动截止阀、压力表、过滤器及管路附件组成。系统原理图如图 1 所示。

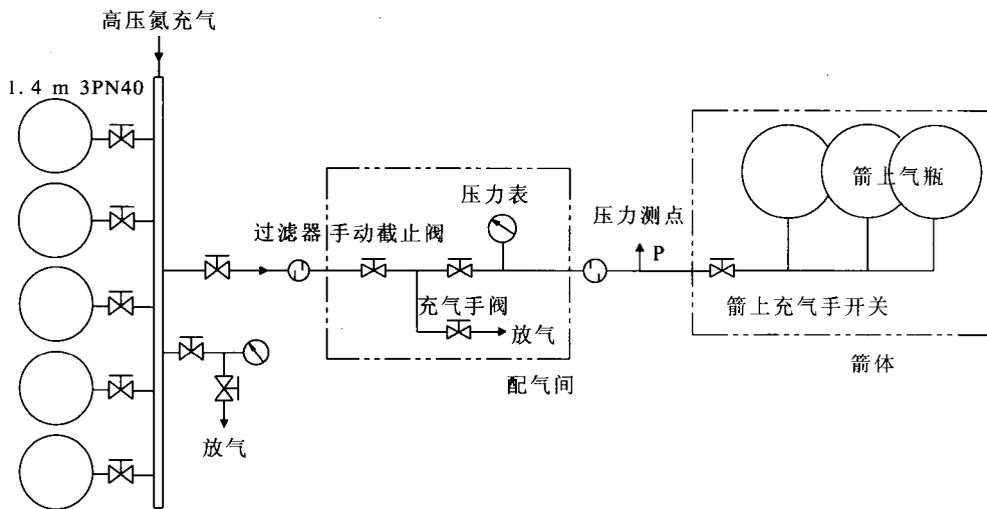


图 1 箭上气瓶充气原理图

Fig. 1 Principle diagram of gas inflation system

箭上气瓶充气时间主要与箭上气瓶的充气速率和充气压力有关。影响充气速率的原因主要有:

1) 地面系统采用人工手动充气方式, 通过反复改变充气手阀的开度, 控制充气速率, 充气效率不高。箭上气瓶充气最高压力 35 MPa, 充气速率要求小于 0.5 MPa/min, 充气压力相对较高。地面压力表量程较大, 在充气过程, 通过压力表无法确定充气速率, 充气速率通过指挥口令传达, 以此改变充气手阀的开度, 充气速率不易控制。

2) 总体单位对箭上气瓶充气速率要求比较严格, 而充气速率受不同人员和气瓶背压的影响较大, 满足要求的难度较大。刚充气时箭上背压较小, 容易出现充气速率过快现象, 随着箭上气瓶压力的升高, 箭上背压逐渐变大, 充气速率变慢, 容易出现充气时间过长的现象。

为了提高充气效率, 减轻操作人员的工作量, 解决充气速率难以控制问题, 通过数值仿真、流程优化等手段对地面充气工艺系统进行优化, 如在箭上气瓶充气管路末端设计并安装节流孔板。充气时, 采用孔板和充气手阀联合控制方

式, 由孔板控制大流量充气, 而充气手阀进行小流量微调, 提高充气效率。

## 2 数值仿真

箭上气瓶充气是一个较复杂的过程, 当充气手阀打开后, 气体逐渐充填管路及箭上气瓶, 使箭上气瓶的压力逐步升高, 直至达到充气压力为止。在此过程中, 管内孔板气体流动由音速向亚音速过渡。针对充气过程及地面工艺系统结构的复杂性, 利用 AMESim 建立地面工艺系统的仿真

模型并模拟充气过程, 分析充气孔板流量及气源压力随时间的变化情况, 通过对比确定最优孔板孔径及充气流程。

### 2.1 仿真模型

利用 AMESim 提供的气动、电磁等元件模型库, 创建地面充气工艺系统的仿真模型, 如图 2 所示。高压氦气源初始压力 40 MPa, 容积为  $2 \times 1.4 \text{ m}^3$ ; 箭上气瓶充气压力 35 MPa, 容积  $0.18 \text{ m}^3$ , 充气速率不超过  $0.5 \text{ MPa/min}$ ; 地面气瓶至箭上气瓶管路  $\Phi 18 \times 4$ , 总长 260 m。

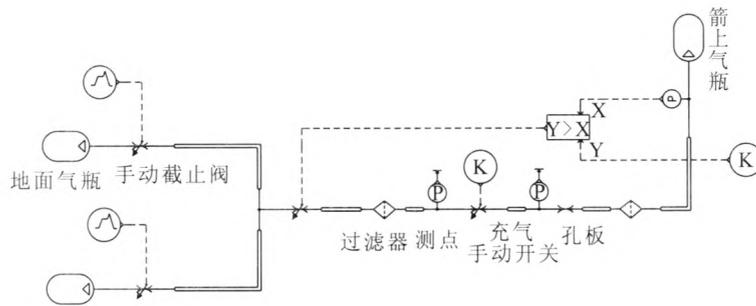


图 2 箭上气瓶充气仿真模型

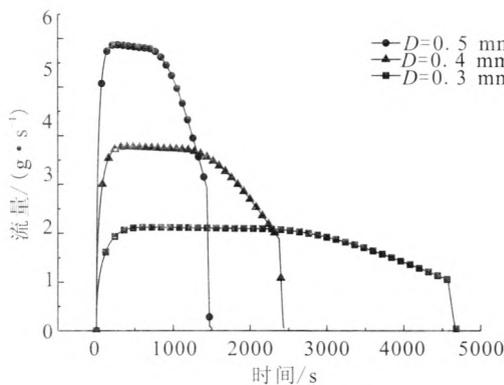
Fig. 2 Simulation model of gas inflation system on launch vehicle

### 2.2 仿真结果

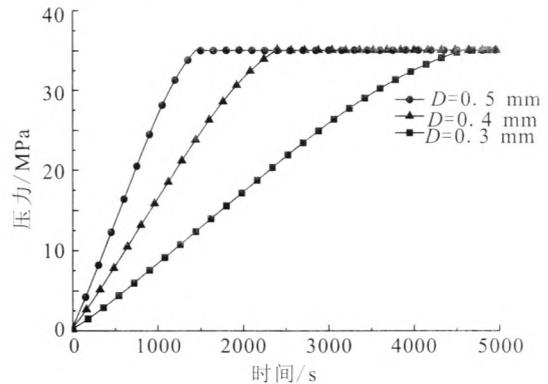
#### 2.2.1 充气孔板设计

利用已建立的地面充气工艺系统仿真模型,

分别对直径  $D$  为 0.3 mm, 0.4 mm 及 0.5 mm 的孔板进行仿真, 获得孔板流量参数、箭上气瓶充气压力动态曲线。曲线如图 3 所示。



(a) 充气流量变化



(b) 充气压力变化

图 3 不同孔径充气流量和建压的仿真曲线

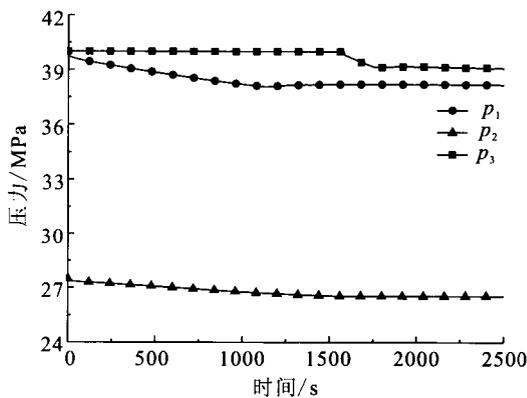
Fig. 3 Simulation curves of air inflation flow and pressure buildup with different apertures

由图 3 可以看出: 当孔板出、入口压力比小于临界压力比时, 各孔板的充气流量趋于稳定, 主要由于刚开始充气地面气源压力 (即孔板入口

压力) 下降缓慢, 此时各孔板充气流量分别在  $2.0 \text{ g/s}$ ,  $3.7 \text{ g/s}$  及  $5.8 \text{ g/s}$ ; 当孔板出、入口压力比大于临界压力比时, 随着箭上气瓶充气压力的

升高,孔板充气流量逐渐减小,当箭上气瓶充气压力接近 35 MPa 时,各孔板充气流量分别在 1.0 g/s, 1.9 g/s 及 2.9 g/s 左右。在整个充气过程,直径为 0.3 mm, 0.4 mm 及 0.5 mm 孔板的充气时间分别在 76 min, 41 min 及 25 min, 充气速率分别为 0.46 MPa/min, 0.85 MPa/min 及 1.4 MPa/min。

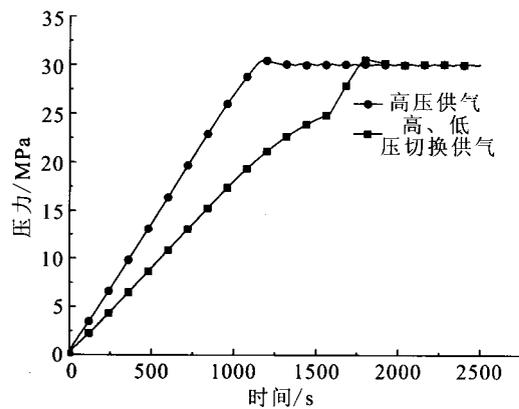
根据仿真结果喉部直径  $D=0.3$  mm 的孔板满足充气速率小于 0.5 MPa/min 的充气要求,但考虑到计算值与实际值的偏差,因此对系数进行修正,选定喉部直径为 0.5 mm 的孔板用于箭上 35 MPa 气瓶充气。



(a) 地面气源压力变化

## 2.2.2 充气流程优化

在已建立的地面充气工艺系统仿真模型中增加阀门控制信号,并仿真模拟充气的两个过程: 1) 充气气源采用高压氦气源  $p_1$  供气,初始压力 40 MPa,容积为  $2 \times 1.4$  m<sup>3</sup>; 2) 充气气源先采用低压氦气源  $p_2$  打底,然后使用高压氦气源  $p_3$  供气,其中低压氦气初始压力 27.5 MPa,容积为 4 m<sup>3</sup>,高压氦气初始压力 40 MPa,容积为 1.4 m<sup>3</sup>; 系统采用喉部直径  $D=0.5$  mm 的充气孔板,试验前箭上气瓶充气至 30 MPa,其他参数不变,获得地面气源压力、箭上气瓶充气压力变化曲线如图 4 所示。



(b) 充气压力变化

图 4 两种充气过程的仿真曲线

Fig. 4 Simulation curves of two air inflation process

由图 4 可以看出:随着箭上气瓶充气压力的升高,地面气源压力逐渐下降,采用高压氦气源充气时,压力  $p_1$  从 40 MPa 降至 38.0 MPa;而采用低压、高压切换供气时,低压氦气源压力  $p_2$  从 27.5 MPa 降至 26.5 MPa,此时箭上气瓶充气压力达到 25 MPa;转换高压氦气供气,当箭上气瓶充至 30 MPa 时,高压氦气压力  $p_3$  降至 39.1 MPa。

根据气源剩余利用率公式:

$$\eta = \frac{V_u}{V_i} = \frac{p_1 K_0 K_2 - p_2 K_0 K_1}{p_0 K_1 K_2 - p_2 K_2 K_1} \quad (1)$$

式中:  $V_u$  为气瓶可用剩余气量, m<sup>3</sup>;  $V_i$  为气瓶可用最大气量, m<sup>3</sup>;  $p_0$  为气瓶贮气压力, MPa;  $p_1$  为气瓶剩余压力, MPa;  $p_2$  为气瓶最低使用压力, MPa;  $K_0$  为  $p_0$  压力下气体的压缩性系数;  $K_1$  为  $p_1$

压力下气体的压缩性系数;  $K_2$  为  $p_2$  压力下气体的压缩性系数。

结合仿真结果得出:两种充气方式高压气源的剩余利用率分别为 60% 和 91%,采用低压、高压切换供气方式,可以有效提高高压气源的利用率。

## 3 系统优化及应用效果

### 3.1 系统优化

为了提高箭上气瓶充气效率,对地面工艺系统及充气流程进行优化: 1) 在充气管路上增设数显二次仪表,操作人员可以通过观察二次仪表压力值的变化直接改变阀门开度,实现了箭上气瓶充气速率在线调节的功能; 2) 在地面充气管路末端安装喉部直径  $D=0.5$  mm 的孔板,孔板为锥

面结构, 采用线密封。充气时, 系统采用孔板和充气手阀联合控制方式, 由孔板控制大流量充气, 而充气手阀进行小流量微调, 提高充气效率; 3) 对气瓶充气流程进行优化, 充气气源采取高、低压切换逐瓶供应的方式, 箭上气瓶充气压力较高, 充气时先用低压氮气打底, 再用高压

氮气充装, 提高高压气瓶的有效利用率。

### 3.2 应用效果

目前, 箭上气瓶充气系统优化已应用于某动力系统试验, 经过多次测试及试验, 取得了较好效果, 并针对地面系统优化前后试验前箭上气瓶充气至 30 MPa 的试验参数进行了对比, 如表 1 所示。

表 1 系统优化前与优化后试验结果对比

Tab. 1 Comparison between experiment results before and after optimization

试验结果	气源容积/m <sup>3</sup>	初始压力/MPa	终止压力/MPa	高压气剩余利用率/%	充气时间/min
系统优化前	2×1.4	40 (高压供气)	37.7	54	120
系统优化后	4	27.5 (低压供气)	26.3	88	85
	1.4	40 (高压供气)	38.8		

由表 1 可以看出: 优化前气瓶充气时间约 120 min, 高压气瓶的剩余利用率为 54%, 优化后箭上气瓶充气时间约 85 min, 剩余利用率为 88%, 提高了箭上气瓶充气效率及高压气源供气有效利用率。

试验结果与仿真相比, 在气源初始状态相同的情况下, 气源终止压力偏差在 0.3 MPa 左右, 数值模拟气源终止压力要比试验值偏大, 主要是在仿真过程对仿真模型进行了简化, 忽略供气管路与氮气之间的换热, 并假设瓶内气体与气瓶、气瓶与外界环境之间的换热系数为常数, 造成仿真值与试验值存在了一定的偏差。

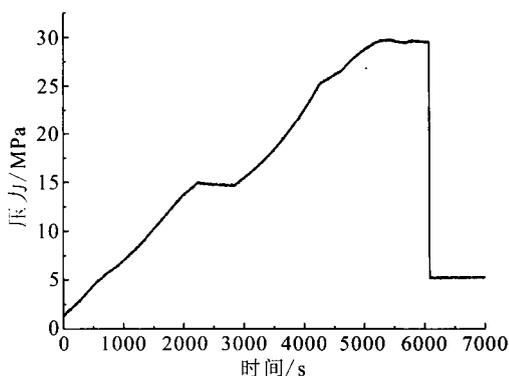


图 5 某型号芯二级动力系统试验箭上气瓶充气压力曲线

Fig. 5 Curve of air inflation pressure during power system test

图 5 为某型号芯二级动力系统试验地面系统优化后, 箭上气瓶充气压力曲线图。由图 5 可以看出: 箭上气瓶压力达到 15 MPa 时, 停止充气, 静置 15 min 后进行充气。在整个充气过程, 充气时间约 85 min, 充气速率在 0.4 MPa/min 左右, 满足充气速率小于 0.5 MPa/min 的要求。

## 4 结论

为了提高箭上气瓶充气效率及地面气源供气的利用率, 对地面工艺系统进行数值仿真分析和系统优化设计, 结论如下:

1) 利用 AMESim 软件对地面工艺系统仿真, 获得在不同孔板孔径条件下箭上气瓶充气流量及地面气源压力的变化情况, 考虑到裕度设计, 选定孔径  $D=0.5$  mm 的孔板用于箭上气瓶充气。同时, 通过模拟两种不同充气方式, 分析得出: 采用低压、高压气源切换供气方式, 可以有效提高高压气源的利用率。

2) 针对仿真结果对地面工艺系统及充气流程进行优化, 通过某动力系统试验验证得出: 箭上气瓶充气时间由 120 min 降低到 85 min, 高压氮气的剩余利用率由 54% 提高到 88%, 提高了氮气源的有效利用率, 为箭上气瓶后续流程补气提

供了资源储备。

#### 参考文献:

- [1] 付永领, 祁晓野. AMEsim 系统建模和仿真 - 从入门到精通[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [2] 周载学. 发射技术(中)[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [3] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1990.
- [4] 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.
- [5] 廖少英. 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.
- [6] 范瑞祥. 新一代运载火箭增压技术研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 8-16.  
FAN Ruixiang. Study on pressurization of new generation launch vehicle [J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38

(4): 8-16.

- [7] 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.  
ZHANG Yinyong. Starting characteristics of pneumatic system in propulsion system[J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38(6): 20-23
- [8] 张雪梅. 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.  
ZHANG Xuemei. Filling simulation and test research of power system with large ullage volume[J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38(6): 1-4
- [9] 王定军. 贮箱充填过程仿真和分析[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 23-25.  
WANG Dingjun. Simulation and analysis of the tank filling process[J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34(1): 23-25.
- [10] 张金容. 液体火箭发动机启动过程的动态仿真计算[J]. 低温工程, 2008 (2): 35-39.

(编辑: 马 杰)

(上接第 72 页)

备快速响应自动紧急关机功能, 无“误判、漏判”情况发生, 对发动机和地面试验设施起到一定的保护作用。由于 Pacific 6000 数据采集控制系统在其它试验系统广泛使用, 本程序的设计思路和方法具有较好的推广性, 在节约成本的同时也降低了整个测控系统的复杂性。

#### 参考文献:

- [1] 唐云龙, 代玉东. 液氧/煤油发动机地面试验故障紧急关机系统研制[J]. 火箭推进, 2005(1): 47-51.
- [2] 卓红艳, 赵平. 基于 VC++ 的实时数据采集系统中定时器的使用比较[J]. 现代电子技术, 2007 (18): 80-82.
- [3] 王伟, 徐国华. 多媒体定时器在工业控制中的应用[J]. 微型机与应用, 2001 (12): 8-10.
- [4] 许广柱, 吴锦凤. 基于 WinCE 的发动机试验实时控制软件设计[J]. 火箭推进, 2011 (5): 74-77.
- [5] 王鹏飞, 王鹏. 基于 Visual C++6.0 的 Windows 应用程序定时器研究[J]. 计算机技术与发展, 2013 (2): 44-48.
- [6] 雷震, 唐云龙. VXI 数据采集系统的建立及其应用[J]. 火箭推进, 2008 (5): 54-58.

- [7] SOLOMON D, RUSSIONVICH M. Performance counter value may unexpectedly leap forward [J/OL]. [2011-09-14]. <http://www.wenku.baidu.com/v>.
- [8] 美国太平洋仪器公司. Pacific 6000 DAS 数据采集与控制系统硬件操作使用手册[Z]. 美国太平洋仪器公司, 2008.
- [9] 阮桢, 胡德金. 多媒体定时器在机油泵性能测试系统中的应用[J]. 工业控制计算机, 2005 (5): 27-28.
- [10] 王文武, 王诚. 多媒体定时器的定制和使用方法[J]. 计算机应用, 2000 (3): 39-41.
- [11] 何斌, 韦工. 基于多媒体时钟的定时控制[J]. 船舶电子工程, 2006 (4): 97-99.
- [12] 权晓蕾, 杨业明. 高精度定时方法在舵系统测控中的应用[J]. 计算机测量与控制. 2011 (6): 1325-1328.
- [13] 张志明, 孙广清. Windows 下高精度软件定时器的研究与实现[J]. 微型机与应用, 2003 (1): 55-57.
- [14] 张金英, 刘晓东. 基于 Windows 9x 的实时控制软件实现方案[J]. 控制工程, 2006 (S0): 116-122.
- [15] 曹双贵, 蒋芹. 基于 80X86 CPU 和 Windows 平台的实时测控系统精确定时[J]. 工业控制计算机, 2006 (10): 32-33.

(编辑: 王建喜)