

# 注气式蓄压器系统工作特性仿真分析

万屹仑<sup>1</sup>, 付欣毓<sup>2</sup>, 张黎辉<sup>1</sup>, 胡久辉<sup>3</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 西安超越机电技术有限责任公司, 陕西 西安 710077;

3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:**以大型运载火箭 POGO 稳定性为研究背景, 针对国内尚无型号应用的注气式蓄压器开展仿真研究。在建立注气式蓄压器动力学模型的基础上, 利用航天飞机主发动机的相关参数验证了仿真计算的准确性。仿真计算了蓄压器对推进系统固有频率的影响和四种不同蓄压器的推进系统频率特性。研究了注气流量、注气温度、排气流量和排气时间对蓄压器工作特性的影响。仿真结果表明, 随着蓄压器入口压力的增大, 溢流孔靠近底部的蓄压器气枕压缩量减小; 注气式蓄压器比贮气式蓄压器能够更有效地避免推进系统频率与箭体结构频率相交。

**关键词:**注气式蓄压器; 推进系统; 固有频率; POGO 振动

**中图分类号:**V434-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0037-06

## Simulation analysis on operating characteristics of gas-filled accumulator system

WAN Yilun<sup>1</sup>, FU Xinyu<sup>2</sup>, ZHANG Lihui<sup>1</sup>, HU Jiuhui<sup>3</sup>

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Xi'an Chaoyue Electromechanical Technology Co. LTD., Xi'an 710077;

3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** With the POGO stability of a large launch vehicle as research background, the simulation analysis of a gas-filled accumulator was carried out without any application in China. On the basis of building the dynamic model of a gas-filled accumulator, the accuracy of simulation was validated by using the relevant parameters of the space shuttle main engine. The influences of the accumulator on the natural frequency of a propulsion system and the frequency characteristics of propulsion systems of four different pressure accumulators were calculated. The effects of injection flow rate, injection temperature, venting flow rate and venting time on the dynamic characteristics of accumulator were investigated. The simulation results indicate that the compression capacity of the accumulator's pneumatic die cushion at the bottom of overflow holes decreases with the increase of the inlet pressure. Besides, the gas-filled accumulator can more effectively avoid the intersection of propulsion system frequency and vehicle structural frequency in comparison with traditional accumulator. The research results have a certain reference significance for the development of gas-filled accumulator.

**Keywords:** gas-filled accumulator; propulsion system; natural frequency; POGO vibration

收稿日期:2018-01-02;修回日期:2018-02-22

作者简介:万屹仑(1992—),男,硕士研究生,研究领域为液体火箭发动机系统仿真

## 0 引言

在液体运载火箭助推阶段,由于运载火箭结构与推进系统相互耦合,可能会产生不稳定的纵向自激振动,称为 POGO 振动<sup>[1-2]</sup>。POGO 振动的危害性极大,在推进剂输送管路上安装蓄压器能够有效抑制 POGO 振动。蓄压器能够改变推进系统固有频率,使其与结构系统模态频率分隔开<sup>[3-4]</sup>。文献[5-8]介绍了国内外运载火箭上采用的蓄压器,主要包括弹簧式蓄压器、贮气式蓄压器和注气式蓄压器等。不少大型低温运载火箭开始采用 POGO 抑制能力更强的注气式蓄压器,但是国内火箭型号上还没有应用注气式蓄压器,对其开展的研究工作也相对较少<sup>[9]</sup>。

注气式蓄压器有着变频能力强、结构效率高、安装空间适应性强和工艺简单等优点。因此,开展对注气式蓄压器工作特性的研究,对抑制新一代重型运载火箭 POGO 振动有着十分重要的意义。

本文在建立注气式蓄压器和推进系统动力学模型的基础上,仿真分析蓄压器参数对其工作特性的影响,并验证蓄压器改变推进系统固有频率的能力。

## 1 注气式蓄压器建模

注气式蓄压器有持续的气体注入蓄压器容腔,压力脉动导致蓄压器内液面上升时,通过溢流管流出蓄压器的气体量减小,导致容腔内压力上升,使得液面下降,直至回到初始液面。通过溢流管流出的气体被注入推进剂管路或者排出箭外。

国外航天运载器上用于抑制 POGO 振动的注气式蓄压器主要有两种:容腔在推进剂管路一侧的支路型蓄压器和容腔环绕推进剂管路的环形蓄压器,如图 1 所示。支路型蓄压器有着加工简单、安装便利的优点,而且其溢流管位于容腔中心,即使液面晃动也能够起到控制气体体积的作用;环形蓄压器有着结构紧凑、载荷均匀的优点,可以保证推进剂供应管路流动的均匀性<sup>[10]</sup>。针对上述结构形式的注气式蓄压器,分别考虑蓄压器中的液体部分和气体部分,建立其数学模型。

对于液体部分,假定推进剂从连接通道/连通

孔流入蓄压器,在流动方向上取微元控制体  $A dx$ , 运用动量方程:

$$\frac{\partial \rho_l u}{\partial t} A dx + Q_l \frac{\partial u}{\partial x} dx = -d(pA) + p dA - \tau \Pi dx \quad (1)$$

式中:  $\rho_l$  为液体密度;  $u$  为液体流速;  $A$  为流路截面积;  $p$  为液体压力;  $\tau$  为液体与壁面间的摩擦应力;  $\Pi$  为湿周长;  $Q_l$  为液体质量流量。

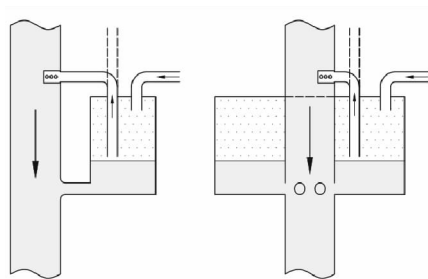


图 1 两种注气式蓄压器结构

Fig. 1 Structural configurations of two gas-filled accumulators

从蓄压器入口到气液界面,对  $x$  积分并在稳态附近进行线性化可得:

$$L_a \frac{dQ_l}{dt} + R_a Q_l = p_{in} - p_g$$

$$L_a = \int \frac{dx}{gA}, K_l = \frac{1}{2g\gamma_l} \left( \frac{1}{A_{gl}^2} - \frac{1}{A_{in}^2} + f \int \frac{\Pi}{A^3} dx \right) \quad (2)$$

式中:  $L_a$  为蓄压器内液体的惯性;  $R_a = 2K_l \bar{G}_l$  为液体阻力。

对于气体部分,当蓄压器入口出现压力脉动时,认为蓄压器的注气量和排气量还来不及发生改变,容腔内的气体压缩过程可以看成是等熵过程,可得:

$$C_a \frac{dp_g}{dt} = Q_l + \bar{\rho} (Q_{g1} - Q_{g2}) \quad (3)$$

$$C_a = \frac{\rho_l V_g}{k p_g}$$

式中:  $C_a$  为蓄压器柔度;  $p_g$  为气枕压力,  $\bar{\rho} = \rho_l / \rho_g$  为液体-气体密度比;  $Q_{g1}$  和  $Q_{g2}$  分别为注气流量和排气流量。

注气式蓄压器与推进剂管路连接处三通/连通

孔满足压力相等、流量守恒的关系,将液体部分的式(2)和气体部分的式(3)与上式联立,并进行拉普拉斯变换,可以得到三通-注气式蓄压器传递矩阵形式的数学模型:

$$\begin{pmatrix} p_2 \\ Q_2 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -\frac{1}{Z_a} & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p_1 \\ Q_1 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\rho}{sC_a Z_a} (Q_{g1} - Q_{g2}) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中蓄压器阻抗  $Z_a = sL_a + R_a + \frac{1}{sC_a}$ 。

## 2 蓄压器对推进系统的影响

### 2.1 模型验证

利用建立的注气式蓄压器模型,搭建 NASA 文献[11]中航天飞机主发动机液氧路推进系统。该系统中注气式蓄压器安装在高压氧泵前。根据文献[11]中的相关参数,计算该液氧路推进系统的 1~4 阶固有频率( $f_n$ )和阻尼比( $\zeta$ ),得到的仿真结果如图 2 所示。从图 2 中可以看到,仿真结果与文献结果吻合较好。

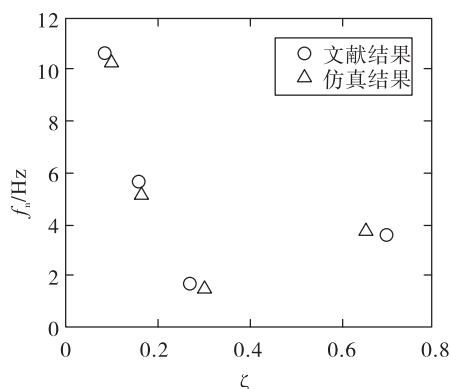


图2 推进系统固有频率和阻尼比

Fig. 2 Natural frequencies and damping ratios of propulsion system

### 2.2 推进系统频率特性

蓄压器安装在泵前,令贮箱至蓄压器和蓄压器至泵的管路长度比  $l^*$  在 0~1 范围内变化,蓄压器与泵的柔度比  $C_a^*$  在 0~100 范围内变化,蓄压器与泵前供应管路惯性比  $L^*$  在 0~0.1 范围内变化,得到的推进系统无量纲固有频率的变化关系如图 3 所示。

从图 3 中可以看出,随着长度比  $l^*$  的增大,即蓄压器安装位置向泵入口靠近,推进系统的一阶固有频率在降低,推进系统的二阶固有频率在升高。蓄压器与泵柔度比越大,推进系统的一阶固有频率越低,蓄压器与管路惯性比  $L^*$  越大,推进系统的二阶固有频率也越高。

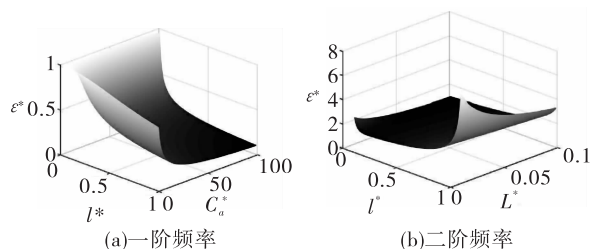


图3 推进系统无量纲固有频率

Fig. 3 Dimensionless natural frequencies of propulsion system

### 2.3 算例分析

针对环形注气式、环形贮气式、支路型注气式和支路形贮气式蓄压器,假定相同的总容积 80.22 L 和相同的初始气枕体积 70.16 L,贮气式蓄压器看作是注气流量和排气流量为 0 的注气式蓄压器。假定的运载火箭氧泵入口压力相对初始压力值( $p^*$ )的变化曲线如图 4 所示。蓄压器安装在泵入口,认为蓄压器入口压力等于泵入口压力,得到的四种安装蓄压器推进系统的一阶频率和二阶频率相对最接近的箭体系统初始频率曲线如图 5 所示。

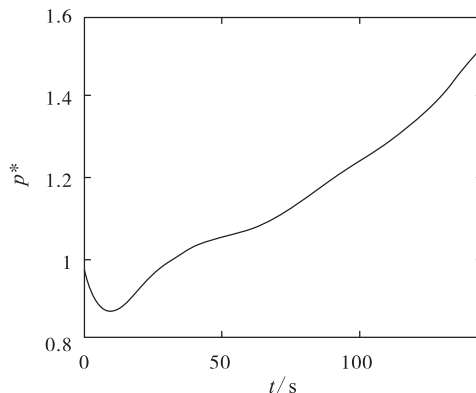


图4 泵入口压力曲线

Fig. 4 Pressure curve at pump inlet

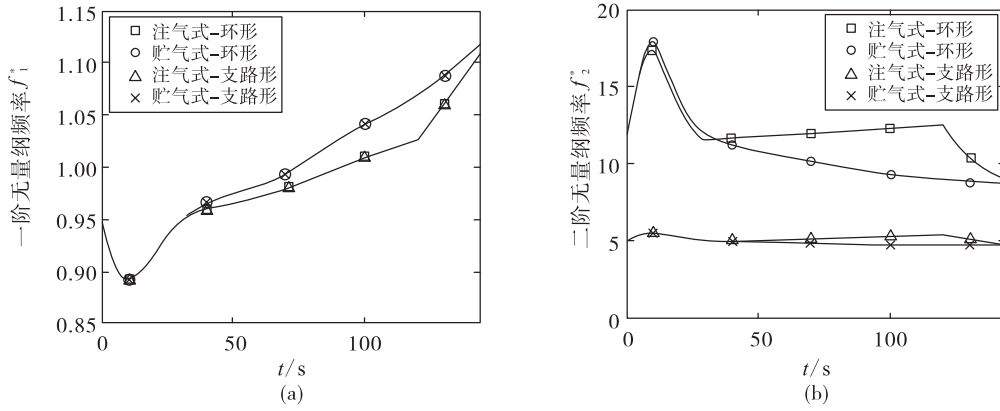


图5 不同蓄压器的推进系统频率曲线

Fig. 5 Frequency curves for propulsion systems of different accumulators

为避免推进系统频率与箭体结构频率接近,推进系统一阶频率越低越好,推进系统二阶频率越高越好。从图4中可以看到,安装环形和支路型注气式蓄压器推进系统的一阶频率均低于贮气式蓄压器推进系统,两种结构形式的蓄压器在改变推进系统一阶频率上的差异很小。

从图5中还可以看到,对于推进系统二阶频率,同一结构形式的蓄压器(环形或者支路形)中,安装注气式蓄压器推进系统二阶频率更高,变频效果更好。安装环形蓄压器的推进系统二阶频率高于安装支路形蓄压器推进系统,这是因为支路形蓄压器通过连接通道与推进剂管路相连,连接通道的惯性会影响推进系统的频率,减小该惯性可以减小两种蓄压器变频效果之间的差异。

### 3 蓄压器工作特性分析

注气式蓄压器内的液面变化直接影响气枕体积,从而改变气枕压力,最终影响体现在蓄压器柔度的改变。图6是蓄压器-溢流管结构示意图。

注气式蓄压器容腔中溢流管的底部有多排环绕一周的溢流孔,过量气体通过溢流孔进入溢流管排出箭外。溢流孔入口压力即为气枕压力 $p_g$ ,假定溢流孔出口压力 $p_{out}$ 恒定,由于压差不大,可以认为溢流孔中的气体流动为等熵流动,气枕压力可用理想气体状态方程计算。溢流孔出口流量可用下式计算:

$$q_{out} = \mu A_{out} \sqrt{\frac{2k}{k-1} p_g \rho_g \left[ \left( \frac{p_{out}}{p_g} \right)^{\frac{2}{k}} - \left( \frac{p_{out}}{p_g} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (5)$$

式中: $\mu$ 为流量系数; $A_{out}$ 为孔出口截面积; $k$ 为气体比热比; $\rho_{out}$ 为孔出口气体密度。

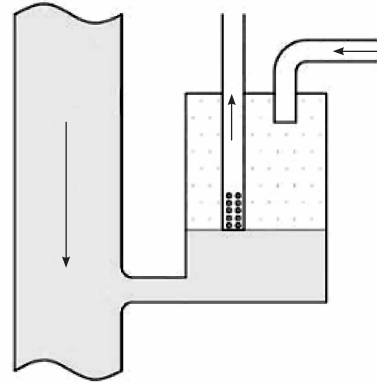


图6 蓄压器-溢流管结构

Fig. 6 Structure of accumulator-overflow pipe

假定溢流管初始状态下气枕体积为 $V_0$ ,溢流孔面积为 $A_0$ ,对应的溢流孔轴向排列长度为 $L_0$ ,溢流孔处蓄压器圆柱形容腔直径为 $D$ 。当蓄压器入口压力增大,气枕体积被压缩,溢流管排气量减小,此时液面上升了 $\Delta L = L_0 - L_0 A_1 / A_0$ ,气枕体积为 $V_1$ ,可得:

$$\frac{V_1}{V_0} = 1 - \left( 1 - \sqrt{\frac{p_0^{\frac{k-1}{k}} - p_{out}^{\frac{k-1}{k}}}{p_1^{\frac{k-1}{k}} - p_{out}^{\frac{k-1}{k}}}} \right) \cdot \frac{V_c}{V_0} \quad (6)$$

式中: $V_c = L_0 \pi D^2 / 4$ 为特征体积; $V_c / V_0$ 为相对特征

体积。

### 3.1 相对特征体积的影响

根据式(6)可以得到不同的相对特征体积下气枕体积比  $V_1/V_0$  随入口压力变化的曲线,如图7所示。

从图7中可以看出:随着蓄压器入口压力增大,气枕体积逐渐减小;对比不同相对特征体积的曲线可知,相对特征体积越大的注气式蓄压器,其气枕体积压缩量越大。气枕体积直接影响蓄压器的柔度,气枕体积压缩量越大的蓄压器相应的柔度越小。从维持气枕体积的角度考虑,在设计溢流管时应使溢流孔尽量靠近底部。

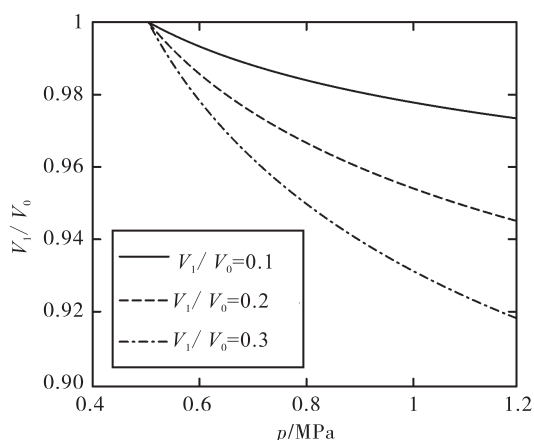


图7 不同相对特征体积的气枕体积变化曲线

Fig. 7 Variation of pneumatic die cushion volume with different relative characteristic volumes

### 3.2 工作参数的影响

假设注气和排气流量不受上游或者下游压力影响,为恒定值;持续的气体注入和排出使得气枕温度恒定;工作气体为 100 K 氮气的注气式蓄压器安装在泵入口,蓄压器入口压力等于泵入口压力。飞行后期助推分离导致泵入口压力骤降,会引起蓄压器气枕体积增大,因此需要在助推分离前通过蓄压器顶部排气口排气,防止工作气体进入推进剂管路。

图8是注气流量分别为 0.3 g/s, 0.5 g/s 和 0.7 g/s 的蓄压器气枕体积变化曲线。从图中可以看到,注气流量越大,气枕体积不小于设计值 70.16 L 的时间就越长,但是对应的助推分离时气枕体积峰值就越高。10 s 左右的气枕体积峰值是由泵入口压

力下降导致的。

图9是顶部排气流量分别为 1.0 g/s、1.5 g/s 和 2.0 g/s 的蓄压器气枕体积变化曲线。从图中可以看到,排气流量越大,助推分离时气枕体积峰值就越小。这是因为较大的排气流量可以使得气枕体积在助推分离前达到一个较小值。

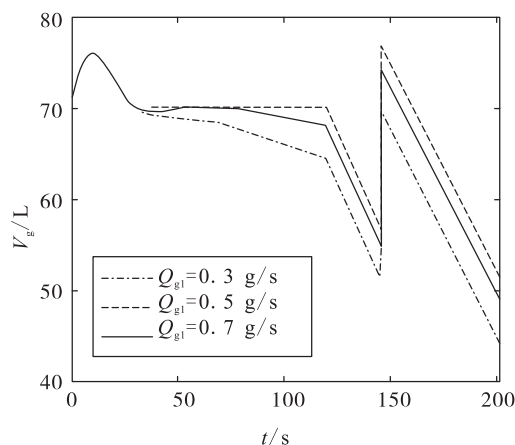


图8 不同注气流量的气枕体积变化曲线

Fig. 8 Variation of pneumatic die cushion volume with different injection flows

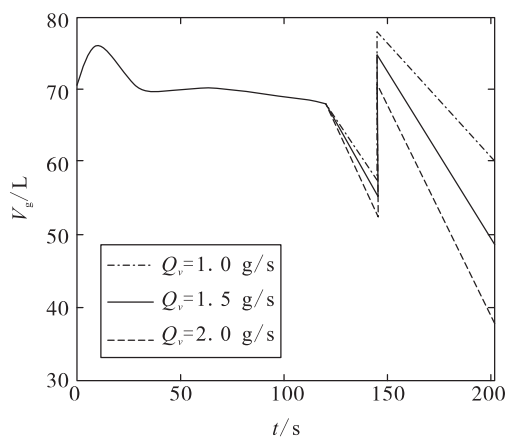


图9 不同排气流量的气枕体积变化曲线

Fig. 9 Variation of pneumatic die cushion volume with different venting flows

气枕体积能够维持在设计值多长时间主要取决于注气流量和注气温度。图10是蓄压器气枕体积维持时间  $t_s$  随注气流量  $Q_{g1}$  和注气温度  $T_g$  的变化关系。可以看出,在相同的注气温度下,注气流量越大,气枕体积维持时间就越长。并且,随着注气

温度的升高,维持相同时间所需要的注气流量就  
越小。

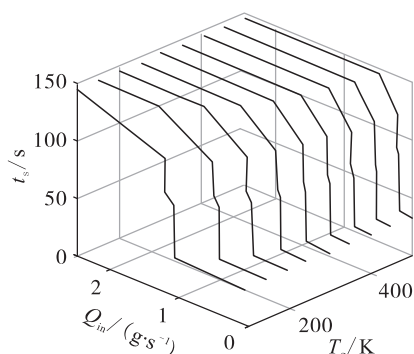


图 10 气枕体积维持时间  
Fig. 10 Gas volume sustain time

## 4 结论

通过建立注气式蓄压器和推进系统的数学模型并对其进行仿真分析,得出以下结论:

1) 增大蓄压器柔度能够降低推进系统一阶固有频率,减小蓄压器惯性能够提高推进系统二阶固有频率。

2) 注气式蓄压器的变频效果好于贮气式蓄压器,更加适合用于抑制大型低温运载火箭的 POGO 振动。

3) 相对特征体积越小的注气式蓄压器,工作时气枕压缩量越小,从维持气枕体积角度考虑,溢流孔应尽量靠近溢流管底部。

4) 注气式蓄压器工作特性受注气流量、注气温度、排气流量和排气开始时间的共同影响,其参数的选取需要综合考虑多种因素。

## 参考文献:

- [1] 黄怀德. 液体火箭的 POGO 振动[J]. 国外导弹与宇航, 1980(1): 27-35.
- [2] 黄怀德. 液体火箭的 POGO 振动研究[J]. 振动工程学报, 1987(1): 9-17.
- [3] 靳爱国. 蓄压器对发动机试车液路固有频率影响分析[J]. 火箭推进, 2005, 31(05): 15-18.  
JIN Aiguo. Effect of buffer on frequency of engine flow system in hot tests[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(05): 15-18.
- [4] 廖少英. POGO 蓄压器变频降幅特性分析[J]. 上海航天, 2002, 19(1): 32-35.
- [5] 黄怀德. 蓄压器的作用及其设计和实验[J]. 国外导弹技术, 1980, 9: 006.
- [6] LARSEN C E. NASA Experience with Pogo in Human Spaceflight Vehicles [J]. Johnson space center Rept Rto, 2008.
- [7] DOTSON K. Mitigating Pogo on liquid-fueled rockets[M]. Crosslink, 2003.
- [8] 司徒斌, 高普云. 低温运载火箭 POGO 抑制系统研究[J]. 低温工程, 2006(2): 58-64.
- [9] 王小军, 于子文, 张兵, 等. 国内外运载火箭 POGO 抑制技术研究进展[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 5: 007.
- [10] SWANSON L A, GIEL T V. Design Analysis of the Ares I Pogo Accumulator [C]//AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: [s. n.], 2009.
- [11] COPPOLINO R N, LOCK M H, RUBIN S. Space shuttle POGO studies [R]. Aerospace Corp, AII-78 (7474)-1, 1977.

(编辑:陈红霞)