

基于变能量蓄压器的 POGO 抑制技术初步研究

王楠 刘新建

(国防科技大学航天与材料工程学院)

摘要 随着运载火箭技术的不断发展,火箭的规模也越来越大,这导致火箭的结构纵向、局部振动频率和横向频率也越来越低,用于 POGO 抑制设计的安全频率窗口也变窄,一次充气式蓄压器的抑制装置已不能满足设计要求。为此对基于可变能量蓄压器的抑制技术进行了初步研究。

关键词 POGO 变能蓄压器 稳定性分析 方案

1 概述

纵向耦合振动(POGO 振动)是由大型液体火箭的结构纵向振动与动力系统相互作用而产生的一种不稳定的自激振动^[1],典型的 POGO 振动是:当运载器结构纵向振动的固有频率与动力系统振动固有频率彼此接近或相等时,就形成了一种闭合回路的自激振动。这种自激振动幅值随耦合现象的出现而逐渐放大,但两者频率耦合后结构阻尼将逐渐增大,使得幅值增大到一定值后逐渐减小,就是在自激振动幅值开始到增大再减小的过程中,POGO 振动的潜在危险就发生了,严重的会导致推进系统性能降低、箭上设备振动环境加剧、运载器结构产生破坏、载人时更会使宇航员生理系统失调^[2],等等。因此,能否控制或者抑制 POGO 振动已经成为当代航天运载器的重要设计条件之一,也是人类能否安全进入空间飞行的前提之一。

凡是研制大型液体火箭的国家,都重视 POGO 问题的研究。然而,随着航天运载器的发展,火箭规模越来越大,而且结构任务越来越轻,这就使得运载器的结构各阶频率越来越低,各阶频率之间的安全频率空间也越来越小,动力系统的频率设计也越来越困难。目前国内普遍采用的是一次充气式蓄压器方案,在运载火箭加注前完成膜盒的充气工作,火箭点火升空以后输送系统频率将随管路中的压力的变化而变化,不能对输送系统的

频率进行调整,更不能随着结构频率的变化适当选择输送系统频率的位置,因此严重限制了 POGO 振动的抑制效果。

如图 1 所示的一种火箭安全频率窗口,对比各种频率曲线变化趋势,使用一次充气式蓄压器不能直接将输送系统频率调整到结构纵向一阶和纵向二阶之间或者纵向一阶和横向二阶之间,不管那种情况都将会与结构频率发生相交。因此可以考虑在火箭飞行初期输送系统频率置于结构纵向一阶和纵向二阶之间,飞行后期则置于结构横向二阶与纵向一阶之间,这样可以保证在火箭整个飞行段输送系统固有频率处于最佳的安全频率窗口内,要达到此设计目的则需考虑一种可一次变能量的蓄压器。

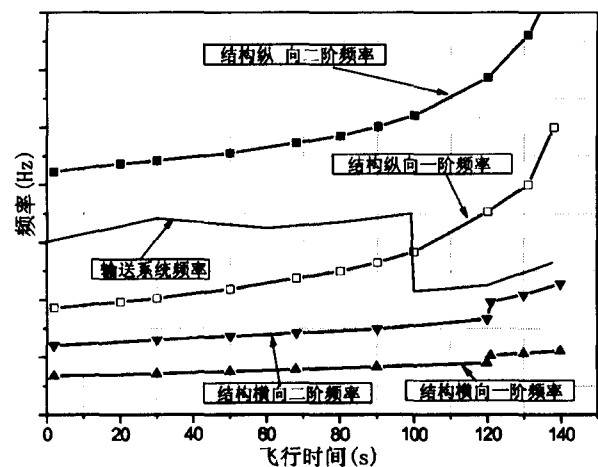


图 1 运载火箭安全频率窗口

2 变能量蓄压器实现途径

按照图 1 所示安全频率窗口中各阶频率的关系及变能量蓄压器的设想,通过输送系统的频率计算^[1],认为该火箭的变能量蓄压器需满足以下的要求:在飞行初期蓄压器能量值为 0.25MPa·L,飞行后期能量值调整为 1MPa·L(即蓄压器能量值增大 0.75MPa·L),就可以使得输送系统的固有频率始终处在一个比较好的安全频带内(见图 2)。满足上面设计的变能量蓄压器可以通过以下途径实现:

(1) 自动调节。设计好蓄压器的能量值,两个膜盒之间通过管路和控制阀可靠连接,在地面充好气体,保证一个膜盒(PV 值为 0.25MPa·L)先工作,另一个膜盒(PV 值为 0.75MPa·L)先不工作,在设计时刻打开控制阀使两个膜盒压力平衡,同时工作,使管路频率下移;

(2) 自动充气。在助推器发动机舱设置一个充气气瓶,在设计时刻打开控制阀给蓄压器膜盒补压,使得蓄压器能量值上升 0.75 MPa·L;

(3) 自动放气。在地面给蓄压器一个膜盒充上较高的压力,保证在设计时刻前此膜盒不工作。在设计时刻再打开控制阀,把这个膜盒的压力放到发动机舱或者箭体外,保证此膜盒的 PV 值为 0.75MPa·L。

比较上面三种途径,第一种途径是比较容易实现的,不存在蓄压器压力变化精确控制,不存在对外界排气而产生的密封问题,而且附件也比较少,因此下面针对第一种途径进行设计。

根据氧化剂启动阀门前遥测压力数据,要保证一个蓄压器膜盒在飞行初期不工作,即膜盒内气体压力大于外部管路的液体压力,则此膜盒的压力必须不小于 0.6MPa(绝压,并考虑压力脉动),因此膜盒的初始容积必须不大于 1.3L。由于膜盒的 PV 值要求不小于 0.75MPa·L,而且膜盒的充气压力不能过高,因此需设计一个新型蓄压器,保证单个膜盒的初始容积在 1.1~1.3L 之间。

另一个膜盒由于设计 PV 值为 0.25MPa·L,按照以往蓄压器对称设计的情况,此膜盒的初始容积与高压膜盒的一致,也取在 1.1~1.3L 之间,因此初始充气压力介于 0.192MPa~0.227MPa 之间,在飞行初期此膜盒可以承受 0.54MPa 的液体压力(膜盒不会压死)。则连通两个膜盒后,蓄压器的压力为 0.44MPa

(小于启动活门前压力最小值 0.45MPa(绝压)),保证两个膜盒同时工作。

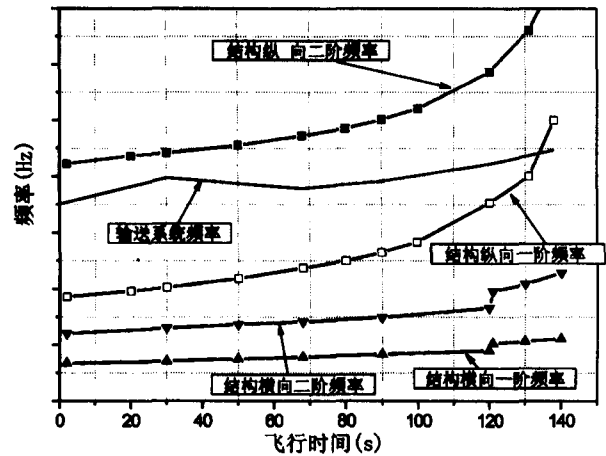


图 2 变能状态安全频率窗口

3 系统稳定性分析

根据运载火箭 POGO 稳定性分析模型对上述参数进行计算,结果见表 1,特征秒状态的幅相图见图 3。从稳定裕度来看,采用变能蓄压器后系统是稳定的,而且最小也有 12.95dB 的余量,完全满足稳定裕度必须不小于 6dB 的设计要求。

表 1 飞行稳定裕度数据

时间(s)	泵增益系数	稳定裕度(dB)	稳定性	备注
0	2.5	32.30	稳定	
10	2.5	28.09	稳定	
30	2.5	29.45	稳定	
60	2.5	22.12	稳定	
90	2.5	23.05	稳定	
100	2.5	21.69	稳定	变能
101	2.5	22.12	稳定	
120	2.5	18.92	稳定	
140	2.5	12.95	稳定	助推器分离前

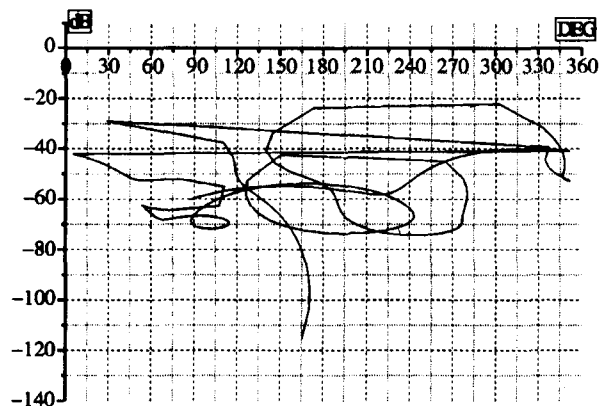


图 3 特征秒状态的幅相图

通过对一级飞行段的稳定性分析, 在采用变能蓄压器后, 可以有效抑制纵向耦合振动, 达到变频降幅的作用, 改善火箭飞行过程中的低频振动环境^[4]。

4 变能量蓄压器方案

根据上面的分析初步确定使用 2.28L 的蓄压器, 蓄压器仍按照两个等容积膜盒的结构设计, 两个膜盒通过管路和可控隔离阀连通, 一个充低

压, 起飞时工作, 另一个充高压, 膜盒顶死不工作, 飞行至设计时刻时控制隔离阀自动打开, 把两个独立的膜盒沟通达到增大蓄压器能量值的目的, 蓄压器方案见图 4。因此设计可控隔离阀和控制打开方式是设计此种变能量蓄压器的关键, 机械控制和电控都是可选方案, 通过调研压力开关控制和电爆活门控制均可以达到设计目的, 而且响应时间快速、结构简单、不涉及箭上其它系统的更改。

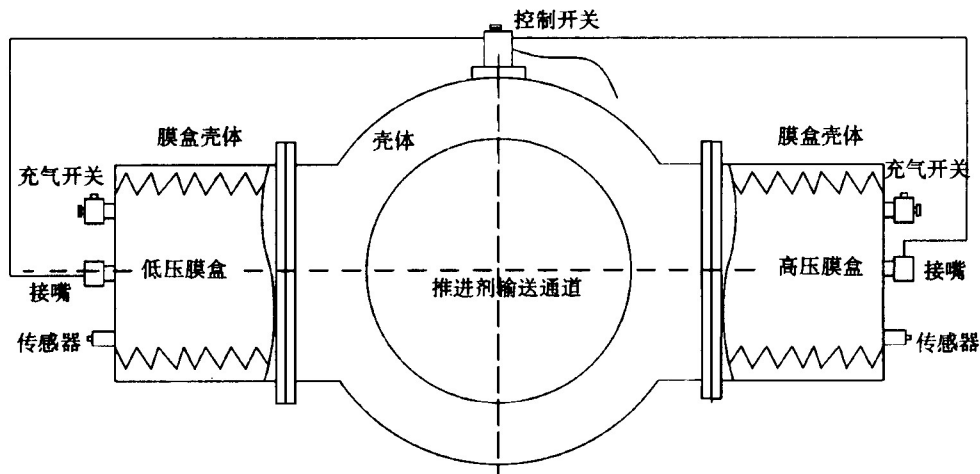


图 4 变能量蓄压器原理图

4.1 蓄压器方案

按照 2.28L 变能量对称蓄压器的设计要求, 则两个膜盒初始容积均为 1.14L, 一个初始充气压力 0.22MPa, 一个初始充气压力 0.66MPa, 而目前使用的蓄压器尚没有满足此要求的, 因此主要考虑在 1.46L 膜盒的基础进行改进, 使其膜盒容积均调整至 1.14L。蓄压器具体设计要求如下:

低压膜盒初始容积 1.14L, 初始充气压力 0.22MPa, 能量值为 0.2508MPa·L;

高压膜盒初始容积 1.14L, 初始充气压力 0.66MPa, 能量值为 0.7524MPa·L。

因此当在设计时刻打开隔离阀后, 整个蓄压器的能量值将为 1.0032 MPa·L, 使得输送系统的频率可控下降, 降至设计的安全频率窗口位置。

4.2 控制方案

按设计时间将高、低压膜盒连通有压力开关控制和电爆阀门控制两类方案。

4.2.1 压力开关控制方案

采用压力开关控制隔离阀的打开, 整个结构简

单, 不涉及电路系统, 只是在蓄压器壳体结构上进行适当改进即可。压力开关是通过感受外界环境压力来工作的, 因此外界环境压力的变化对压力开关的工作影响较大, 压力开关可考虑真空膜盒式和活塞式两种方案。

4.2.2 电爆活门控制方案

外形尺寸较小、结构质量轻的电爆阀门可安装在蓄压器壳体上, 管路布局见图 5, 其中电爆活门通

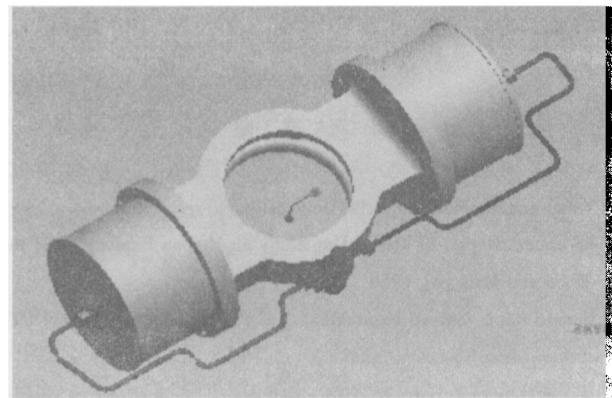


图 5 电爆阀门控制的变能量蓄压器布局图

过支架和卡箍安装在蓄压器壳体上。电爆活门采用内排烟式结构,采用电爆管控制,通过独立的点火电路控制,由延时继电器来控制工作时间,因此不存在时间的限制。压力平衡过程仿真计算结果见图 6。

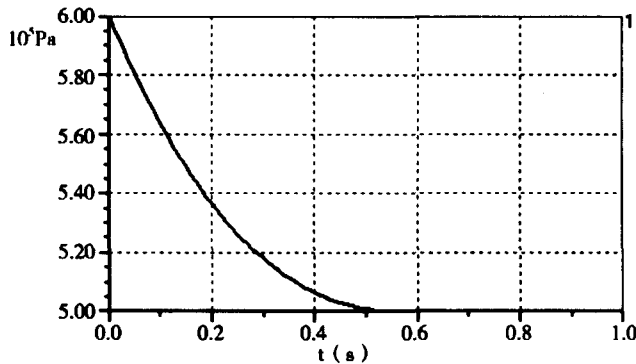


图 6 高压膜盒压力平衡过程仿真结果

表 2 控制方案比较

	压力开关式控制方案	电爆活门式控制方案
原理	通过感受外界环境压力的变化来进行控制。	通过延时继电器控制打开时间。
结构	系统独立,结构简单,无电路设计。	系统独立,需进行控制电路设计。
工作时间	受外界大气压的影响,环境压力不能小于 0.015MPa,对应飞行时间不能超过 80s。	不受限制。
控制精度	±3s	±3s
技术难度	压力开关	无

4.2.3 小结

对压力开关控制方案和电爆阀门控制方案的比较见表 2,综合来看,工作时间自由且无技术难度的电爆阀门控制方案更合理一些,可以作为变能量蓄压器控制设计的首选方案。

5 结论

采用电爆阀门控制的变能蓄压器设计是可行的,具有自动调节的能力,可以保证管路频率在不同时段处在最佳的安全频率区间内,保证系统更加稳定。分析表明,系统频率与结构纵向频率快速相交产生 POGO 现象的可能很小,即使出现也会很快衰减,不会长时间耦合。综合来看,变能蓄压器可以合理调节动力系统的频率,降低发生 POGO 振动的可能性。◇

参 考 文 献

[1] B W Oppenheim, S Rubin. Advanced POGO stability analysis for liquid rockets, AIAA-92-2454-CP
 [2] S Rubin. Analysis of POGO stability. the Aerospace Corporation. El Segundo, California. 1973
 [3] 王其政, 张建华, 马道远. 捆绑液体火箭跷振(POGO)稳定性分析. 强度与环境, 2006
 [4] 廖少英. POGO 蓄压器变频降幅特性分析. 上海航天, 2002

(上接第 18 页)

载发射场,都在为载人深空探测奠定基础。虽然就目前的技术水平而言,载人登火星飞行还有相当的难度,但并非可望而不可及。美国载人登火星方案为我国的未来的载人火星飞行概念研究提供了广泛的思路,对这些方案的总结和借鉴有着长远的现实意义。◇

参 考 文 献

[1] Von Braun The Mars Project [M] Univ. of Illinois Press, 195338-64
 [2] Al Cohen. Report of the 90 Day Study on Human Exploration of the Moon and Mars [R]. 1989
 [3] Donald Rapp. Human Exploration of Mars - Reality or Fantasy? [M]. drdrapp@earthlink.net, 2006.
 [4] Baker Robert Zubrin, D., and Gwynne, O. . Mars direct: a simple, robust, and cost-effective architecture for the space exploration

initiative [R]. 1991
 [5] 朱毅麟. 载人火星航行离我们有多远? [J]. 国际太空, 2001, (3): 10-14
 [6] Benjamin Donahue. Comparative analysis of current NASA human Mars mission architectures. [A]. In.36th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit [C]. Huntsville, Alabama, 2000.
 [7] Brent Thomas Brand Griffin, Diane Vaughan. A Comparison of Transportation Systems for Human Missions to Mars. AIAA 2004-3834. [A] In.40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit [C] Fort Lauderdale, Florida, 2004.7.11-14.
 [8] Diane Vaughan, Heather C. Miller, Brand Griffin. A Comparative Study of Aerocapture Missions with a Mars Destination [A]. In.41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit [C]. Tucson, Arizona, 2005.
 [9] Gergana A. Bounova, Jaemyung Ahn, Wilfried Hofstetter, etc. Selection and Technology Evaluation of Moon/Mars Transportation Architectures [R]. AIAA 2005-6790, 2005