中国载人运载火箭 POGO 抑制技术研究

张智^{①②}, 王楠^{②*}, 刘竹生^③

① 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073;

② 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

③ 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076

* E-mail: wangnan0829@126.com

收稿日期: 2014-02-25; 接受日期: 2014-03-20

长征二号 F 运载火箭专项资助项目

摘要 系统研究中国载人运载火箭飞行中出现的 POGO 现象. 为解决首次载人飞行中出现的 POGO 问题, 提出变能量蓄压器的 POGO 抑制方案, 成功抑制了“8 Hz” POGO 异常振动, 改善了航天员的乘坐环境.

关键词POGO
变能量蓄压器
抑制

1 引言

POGO 振动产生的物理过程是输送管路内推进剂的压力波动引起发动机推力脉动, 导致箭体结构振动, 进而加剧管路内压力波动, 形成正反馈回路引起结构振动放大, 因其振动形态与玩具“Pogo Stick”相似而得名. Rubin^[1]针对大力神 II 火箭发射双子座状态研究了 POGO 振动稳定性频域分析模型, 采用临界阻尼法, 首次定量描述了 POGO 振动问题. 由于低频振动会造成人体内脏晃动, 干扰脑电波, 使得航天员语言受阻、四肢运动困难、决策混乱, 严重危害航天员的生命安全, 因此载人航天对 POGO 振动抑制提出了严格的要求. Rubin^[2]结合土星 V/阿波罗的 POGO 振动研究经验和成果, 从数学模型、稳定性分析、地面试验、抑制装置修订等多个层面阐述了大型液体火箭 POGO 振动抑制设计的工程实施规范.

我国长征系列运载火箭 POGO 振动研究始于 CZ-3 火箭, 采用在一级氧输送管增加蓄压器的方法, 有效抑制了火箭的一阶整体 POGO 振动, 并在后续

型号中推广. 但长征二号 F 运载火箭发射“神舟”飞船时, 在飞行 120~140 s 出现了 8 Hz 异常振动, 因前 4 次发射船箭界面振动量级较低(约 0.2g), 肖利红^[3]针对滚动速率陀螺敏感抖动现象, 火箭纵向与扭转耦合模态, 从姿态控制方面对该现象进行了分析. 直到 2003 年长征二号 F 运载火箭第五发射即首次载人飞行 120~140 s 期间船箭界面振动量级异常增大(约 0.8g), 在航天员座椅处振动加速度达到了 1.16g^[4], 并导致航天员身体不适. 对全箭的振动数据分析表明, 该低频振动具有以下特点.

1) 该振动是一个全箭行为, 振动包络呈“纺锤”型^[5], 并且以纵向振动为主, 如图 1 所示;

2) 所有测点在纵向振动较大时都是同相位或反相位的, 呈火箭纵向一阶振动模态;

3) 通过与火箭纵向频率的比照, 确认该频率为火箭纵向一阶频率;

4) 发动机入口处氧化剂脉动压力相位相同, 且与箭体结构振动相位差 90°.

上述现象具有 POGO 振动的典型特征, 是氧化

引用格式: 张智, 王楠, 刘竹生. 中国载人运载火箭 POGO 抑制技术研究. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 504-509

Zhang Z, Wang N, Liu Z S. POGO reduction technology of Chinese manned launch vehicles (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 504-509, doi: 10.1360/N092014-00036

图1 首次载人飞行船箭界面低频振动曲线

剂管路液体频率与火箭纵向一阶频率接近而造成的有动力系统参加的自激振动^[6]。从此开始了针对该现象的 POGO 理论分析、试验验证及抑制方案研究。

2 安全频率窗口

“安全频率窗口”是一种火箭 POGO 抑制的系统设计方法,它在窗口图中标示出火箭的主要结构频率和管路系统液体频率,通过选择合适的被动 POGO 振动抑制装置(如蓄压器)参数,使结构频率与管路液体频率保持不相交的状态,再通过稳定性分析确定其稳定裕度^[7]。

长征二号 F 运载火箭的 POGO 振动抑制设计就是采用的这种方法。为确认问题的根源所在,通过理论分析、全箭动特性试验以及飞行参数识别,确认了火箭结构纵向振动频率特性的正确性。

但在管路液体频率正确性的确认过程中,发现通过地面试验确定的管路液体频率与设计用管路液体频率存在显著差异,如图 2 所示。

3 管路液体频率

管路液体频率的变化主要取决于蓄压器的 PV 值(蓄压器内气体压力与容积的乘积,也称能量值),但也受到管路内液体静压力和液体夹气量的影响,管路内液体的静压力与液位高度、飞行过载、贮箱压力等因素相关^[8],而推进剂夹气量与推进剂温度、物理特性有关。

运载火箭管路一阶液体频率计算采用工程算法,

图2 管路液体频率比较

它是根据以往的理论分析和工程实践获得的,其一阶频率计算公式如下^[9]

$$f_1 \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{L(C_a + C_b)}}, \quad (1)$$

其中, C_a —蓄压器柔度; C_b —发动机涡轮泵气蚀柔度; L —管路中流体惯性。

蓄压器柔度 C_a 计算一般采用下列公式

$$C_a = \frac{\rho P_0 V_0}{k P^2}, \quad (2)$$

其中, ρ —液体密度;

P_0 —蓄压器初始压力;

V_0 —蓄压器初始容积;

k —蓄压器内气体绝热指数;

P —蓄压器外液体压力。

流体惯性参数仅与管路结构参数、液体物理特性相关,经确认无误。 C_b 参数是经过发动机试验得到的,而且有较宽的范围,为了确认 C_b 参数的影响,将 C_b 置零并将计算结果与管路试验结果比较,差异仍然存在,因而可以确认差异性的根源在于蓄压器柔度 C_a 。

决定 C_a 的参数中 ρ , P_0 , V_0 , P 均为可测参数,仅 P 的飞行测量结果与理论分析用数据存在允许范围内的差异,用测量结果进行分析,差异性依然存在。

为了找到差异性的原因,本文研究了工程算法的来源,并发现原工程算法是基于皮囊式蓄压器的试验结果,而目前使用的是更为先进的金属膜盒式蓄压器。由于膜盒式蓄压器的特殊结构在推进剂注入管路后会在膜盒外残留部分气体,该残留气体不

能完全排出, 会降低管路中液体频率. 但这也不是问题的全部, 推进剂夹气也是必须考虑的因素之一, 这些因素在 C_a 较大时影响不明显, 但在 C_a 较小时便表现出来, 为了更贴近实际, 对管路液体频率工程计算方法进行了修正, 即增加一个柔度 C_k . 它是将各种因素等效成一个气泡的修正量, 即

$$C_k = \lambda \frac{\rho P_0 V_0}{k P^2}. \quad (3)$$

其中, λ —等效气泡与蓄压器容积的比例因子, 其它参数与蓄压器相同.

经过修正后的管路频率计算公式为

$$f_1 \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{L(C_a + C_b + C_k)}}. \quad (4)$$

经过修正后管路液体频率结果与地面试验结果取得了一致.

4 措施及验证

根据动力学原理及 POGO 发生的机理, 错开火箭结构与管路液体频率是避免纵向耦合振动的有效方式. 既然找到了管路液体频率差异的根源, 那么仍然可以使用安全频率窗口的方法改进火箭的 POGO 抑制设计.

采用经确认的火箭结构频率、管路液体频率绘制频率窗口, 如图 3 所示. 除火箭结构纵向一阶频率外, 增加了助推器交错模态, 即与芯级反向运动模态或对称助推器反向运动模态, 以及火箭结构纵向二阶模态和火箭横向一阶、二阶模态. 从箭体各种模态频率的分布情况来看, 无论是将管路频率太高或者降低, 均无法实现与箭体的所有频率不相交. 为此制定了频率窗口的设计原则, 即

- 1) 考虑各种影响因素后, 管路液体频率不应与箭体纵向一阶频率相交;
- 2) 尽量不与其它箭体模态频率相交, 一旦相交, 必须进行风险分析.

根据上述原则, 确定芯一级使用能量值较大的蓄压器, 使芯一级管路液体频率位于箭体纵向一阶频率的下方, 虽然该频率接近箭体横向二阶频率, 但稳定性分析表明其结果是稳定的. 若助推器也使用与芯一级相同蓄压器, 则在飞行 10 s 时与箭体纵向一阶频率相交, 在 120~140 s 时与箭体横向二阶频率

图3 (网络版彩图)第二次载人飞行安全频率窗口

相交, 且在飞行 10 s 会出现系统不稳定问题. 研究表明使用更大能量值的蓄压器可以避免系统的不稳定性, 但需要新研制蓄压器, 时间周期不允许.

为此对向上调整助推器管路液体频率即使用原蓄压器能量值一半的情况进行了研究, 结果表明尽管该频率与箭体结构纵向二阶, 及助推器几个局部的纵向、横向模态频率相交, 但稳定性分析结果表明系统是稳定的. 长征二号 F 火箭第 6 次飞行(第 2 次载人飞行)结果表明, 相对首次载人飞行 POGO 现象得到一定改善, 但 8 Hz 振动问题仍然存在.

进一步的分析表明, 芯一级并未参与 POGO 振动, 助推器是导致本次 POGO 振动的原因, 而造成实际飞行结果与稳定性分析结果不符的原因是稳定性分析模型与参数选取不当造成的.

5 稳定性分析

POGO 抑制设计的稳定性分析模型是从最初的

图4 第二次载人飞行船箭界面轴向低频振动曲线

两级火箭建立起来的, 稳定性计算方法采用闭环传递函数方法和传递矩阵法, 经过长期使用表明能够满足设计需求. 火箭采用捆绑助推器技术后, 模型也进行了相应的调整, 稳定性分析模型采用单芯级、单助推器的处理方法, 也就是把芯级、助推器看作单独的火箭而建立的结构和管路系统的稳定性模型, 结构纵向一阶、二阶, 助推器局部模态都是分别计算的. 第 2 次载人飞行前, 对新 POGO 抑制方案进行稳定性分析, 结果表明火箭系统芯级是稳定的, 助推器也是稳定的.

但从第 2 次载人飞行结果来看, 以往的稳定性分析模型还存在漏洞, 并不能完全准确的预示出捆绑式火箭的抑制效果, 经研究确定开展捆绑式运载火箭稳定性分析模型的研究. 最终建立了捆绑式的液体火箭建立全箭(芯级+4 个助推级)、多模态、多推力的稳定性分析模型, 将整个火箭作为一个整体, 对结构纵向一阶、二阶, 助推器局部模态等各阶模态联合进行分析, 每阶模态可建立一个方程, 其中的广义力由助推级和芯级的发动机脉动推力叠加产生, 同时考虑了液体脉动对结构的作用力等. 新模型中包括 10 阶模态的结构广义方程和管路单元方程. 结构方程的广义力包含 8 台发动机脉动推力和所有管路单元液体脉动对结构的作用力. 管路单元方程包括贮箱、弹性直管、多通蓄压器、泵、燃烧室头部、推力室, 方程考虑了各个单元中结构振动惯性力产生的液体脉动. 结构和管路的耦合点包含发动机常平座、管路、贮箱、泵等所有节点^[7,10].

同时稳定性分析采用的发动机涡轮泵气蚀柔度 C_b 是根据工程经验估算得到的, 随飞行时间有一定的分布范围, 稳定性分析时直接使用此理论结果. 第 2 次载人飞行后参数复查时, 发现目前 C_b 值一般为 $0.02 \sim 0.04 \text{ cm}^2$, 如果助推器发动机考虑下偏差进行稳定性分析, 发现稳定裕度偏小, 系统容易发生 POGO 不稳定.

采用新模型对第 2 次载人飞行任务稳定性重新进行复核, 结果表明此次 POGO 振动是由于助推器管路系统先后与助推器纵向交错模态、结构纵向一阶模态的耦合导致的.

6 变能量蓄压器

从第 2 次载人飞行来看, 在 100 s 之前未发生 POGO 振动, 说明系统是稳定的, 蓄压器参数设计合

理. 100 s 之后助推器管路液体频率与助推器纵向交错模态频率、箭体结构纵向一阶模态频率的耦合, 导致了 POGO 振动.

针对此情况, 提出了变能量蓄压器的设计理念, 在 100 s 之前蓄压器采用已验证过的参数, 100 s 之后将蓄压器变化至需要的能量值, 一种蓄压器具有两种能量值.

变能量蓄压器由 1 个低压膜盒和 1 个高压膜盒构成, 低压膜盒选用单层膜片结构的膜盒, 高压膜盒选用双层膜片结构的膜盒. 2 个膜盒通过管路和电爆阀门连通, 低压膜盒起飞时即开始工作, 能量值与第二次载人飞行的基本一致; 高压膜盒充高压, 膜盒顶死不工作. 飞行至 72 s 时电爆阀门通电打开, 把高、低压膜盒连通达到增大蓄压器能量值的目的, 变能量蓄压器结构详见图 5^[11].

在图 6 的安全频率窗口中, 变能量蓄压器工作以

图 5 (网络版彩图)变能量蓄压器结构图

图 6 (网络版彩图)第三次载人飞行安全频率窗口

后, 助推器管路频率会调整至结构横向一阶和纵向一阶之间, 且均不相交. 稳定性分析结果表明, 安装了变能量蓄压器后, 助推器管路频率与结构各阶模态的均不发生耦合, 稳定裕度满足要求. 从长征二号 F 火箭后续飞行数据分析来看, 全程未发生 POGO 振动, 第 3 次载人飞行的数据见图 7, 说明变能量蓄压器的抑制措施有效. 图 8 为 3 次载人飞行船箭分离界面低频振动曲线, 也说明经过 2 次 POGO 抑制方案的改进, 有效改善了宇航员的飞行环境.

图 7 第三次载人飞行船箭界面轴向低频振动曲线

图 8 (网络版彩图)三次飞行船箭界面低频振动

7 结论

载人运载火箭长征二号 F 遇到的“8 Hz”POGO 振动问题从现象分析、到逐步认识、到仿真分析、到改进方案、到试验验证、到最终解决历时近十年. 经历了 3 次方案调整, 最终得以彻底解决, 反映出运载火箭特别是捆绑火箭 POGO 问题的复杂性.

安全频率窗口设计方法是现有技术条件下一种可行的设计方法, 对于不能进行全系统地面验证的项目, 对其各组成部分的参数和模型必须谨慎求证, 确保其精确性, 稳定性分析是决定方案正确性的最终方法, 其模型和参数务必准确, 且有较大裕度, 变能量蓄压器的应用为 POGO 抑制提供了一种新的手段.

参考文献

- 1 Rubin S. Instability model of missile longitudinal oscillation due to propulsion feedback. Aerospace Corp. TOR-369(4126)-28, 1964
- 2 Rubin S. Prevention of coupled structure-propulsion on instability (POGO). NASA SP-8055, 1970. 1-48
- 3 肖利红. 捆绑型火箭助推段扭转与纵向振动耦合的分析. 航天控制, 2001, 2: 14-19
- 4 荣克林, 张建华, 马道远, 等. CZ-2F 火箭 POGO 问题研究. 载人航天, 2011, 4: 8-18
- 5 Rubin S. Analysis of POGO stability. California: El Segundo, 1973. 17-28
- 6 龙乐豪, 主编. 液体弹道导弹与运载火箭系列丛书: 总体设计(上册). 北京: 宇航出版社, 1989. 597-613
- 7 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, 33: 6-11
- 8 廖少英. POGO 蓄压器变频降幅特性分析. 上海航天, 2002, 1: 32-35
- 9 Oppenheim B W, Rubin S. Advanced POGO stability analysis for liquid rockets, 1992. AIAA-92-2454-CP
- 10 汤波, 于子文, 张青松. 利用稳定性相图进行的 POGO 抑制设计. 强度与环境, 2009, 36: 32-38
- 11 王楠, 刘伟建. 基于变能量蓄压器的 POGO 抑制技术研究. 载人航天, 2008, 1: 27-30

POGO reduction technology of Chinese manned launch vehicles

ZHANG Zhi^{1,2}, WANG Nan² & LIU ZhuSheng³

¹ College of aerospace and materials engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

² Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

³ China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China

The phenomena of POGO in China manned spaceflight was researched systemically. According to the complicated POGO issue found in our first manned spaceflight, the varying energy accumulator suppression scheme was first proposed to reduce the abnormal vibration of 8Hz that made important influence to the cosmonauts' lives, and brought comfort vibration scheme for the cosmonauts.

POGO, varying energy accumulator, suppression

doi: 10.1360/N092014-00036