

基于动力冗余的液体火箭动力系统频率特性分析^{*}

王 涛¹, 容 易², 胡久辉², 唐 冶¹, 丁 千¹

(1. 天津大学 机械工程学院, 天津 300072;

2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 液体火箭在发射过程中, 恶劣的动力学环境常常会引起发动机推力下降或提前关机等工作故障, 引入动力冗余技术可以保证发动机故障后仍有足够动力保证火箭正常飞行, 从而大幅度地提高系统的可靠性。针对动力冗余技术而提出的液体捆绑火箭推进剂交叉输送问题, 以三种工作模式: 芯级火箭与助推器独立工作 (Mode 1); 一台助推发动机故障, 该助推器将多余推进剂供给芯级发动机 (Mode 2); 为使助推器提前分离, 所有发动机均由助推器供给推进剂 (Mode 3) 为研究对象, 利用有限元技术分别建立三种工作模式下液体火箭动力系统的动力学模型。利用数值方法进行的频率特性分析表明, 动力系统每组相似频率在 Mode 1 模式下的分布较为集中, 而在其他两种模式下的分布则较为分散。此外, 比较三种工作模式下蓄压器能量值的变频效果发现, Mode 1 模式的变频效果最好, 而 Mode 3 的效果最差。

关键词: 液体火箭推进; 冗余设计; 交叉输送; 动力系统; 有限元法; 频率特性

中图分类号: V444.33; TB664 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 07-1466-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190901

Frequency Characteristic Analysis of Liquid Rocket Propulsion System with Redundant Design

WANG Tao¹, RONG Yi², HU Jiu-hui², TANG Ye¹, DING Qian¹

(1. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

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

Abstract: The rugged working environment in the flight course of liquid vehicle often causes engine thrust dropping or prematurely shutting down and other working faults. The introduction of redundant propulsion technology can ensure that the vehicle works normally after the engine has failed, which leads to great improvement in the reliability of liquid vehicle. The propellant crossfeed of liquid vehicle with redundant propulsion system was discussed. The dynamic models of propulsion system of liquid vehicle under three different working modes: independently working (Mode 1); when one booster engine faults, tanks of the booster will supply the superfluous propellants to the engines of core circuit (Mode 2); the propellants in all engines are supplied from the boosters for early separating boosters (Mode 3) were established by the finite element technology. The frequency characteristics were analyzed by the numerical method. The results show that the distribution of similar frequencies is more concentrated under Mode 1, and is more dispersed under two other modes. In addition, by comparing the

^{*} 收稿日期: 2019-12-30; 修订日期: 2020-05-26。

基金项目: 国家自然科学基金 (11972245; 11902001); 中国博士后科学基金 (2018M641643)。

作者简介: 王 涛, 硕士生, 研究领域为液体火箭 POGO 振动与控制。E-mail: 18895376920@163.com

通讯作者: 唐 冶, 博士后, 研究领域为非线性振动及其控制, 液体火箭 POGO 振动及其控制。E-mail: tangye2010_hit@163.com

引用格式: 王 涛, 容 易, 胡久辉, 等. 基于动力冗余的液体火箭动力系统频率特性分析[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1466-1475. (WANG Tao, RONG Yi, HU Jiu-hui, et al. Frequency Characteristic Analysis of Liquid Rocket Propulsion System with Redundant Design[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1466-1475.)

capability of changing frequency for the accumulator energy value under the three working modes, the conclusion can be obtained that the capability under Mode 1 is the best, while it is the worst under Mode 3.

Key words: Liquid rocket propulsion; Redundant design; Crossfeed; Propulsion system; Finite element method; Frequency characteristic

1 引言

液体火箭发射过程中,恶劣的振动环境致使动力系统出现故障是火箭发射失利的主要因素。动力冗余和交叉输送技术^[1-5]的提出旨在使运载火箭在一台或者数台发动机出现故障后仍然具有足够的推力,从而保证发射任务顺利完成。液体火箭的POGO振动是一种箭体结构与动力系统相互耦合作用而产生的低频自激振动,对箭体结构的敏感元件和航天员的安全产生不利影响。POGO振动的产生与动力系统的频率特性有关^[6],但应用交叉输送技术的动力系统结构较为复杂,原先得到的传统火箭动力系统频率特性^[7]可能并不适应新的系统,为发展新一代运载火箭,防止新型火箭发生POGO振动,急需开展关于具有交叉输送能力的动力系统频率特性分析。

为避免POGO振动发生,国内外研究者开展了大量研究。Rubin^[6]利用临界阻尼比法分析了单推进剂-单发动机模型的POGO振动稳定性,发现当动力系统频率接近结构系统频率时,POGO振动最易产生。在此基础上,Zhao等^[8]提出了耦合强度概念,并指出耦合强度也是影响POGO振动稳定性的重要参数。谭述君等^[9]利用Routh-Hurwitz稳定性判据和临界耦合强度理论的分析表明,动力系统频率等于结构系统频率时,系统所能承受的临界耦合强度最小,也最容易发生POGO振动。刘涛等^[10]利用矢量拟合法处理火箭动力-结构系统传递函数并分析系统POGO振动稳定性,得到的结果比临界阻尼比法的精度更高。Hao等^[11]建立了贮箱的三维有限元模型,得到了更为精确的POGO稳定性分析结果。唐冶等^[12]利用区间数学分析了动力系统频率随流体参数变化的灵敏度问题,并在后续研究^[13]中,基于动态灵敏度技术进一步分析了流体参数的变化对液体火箭POGO振动稳定性的影响。

目前抑制POGO振动最有效的方法是在推进剂管路安装蓄压器,通过调节蓄压器能量值来改变动力系统频率,进而避免POGO振动的发生。严海等^[14]应用传递函数的方法研究了蓄压器对单推进剂-单发动机系统振动频率的影响,结果表明,当蓄压器安

装在氧泵入口时,可有效调节动力系统频率。刘锦凡等^[15]建立了包含机械刚度的金属膜盒式蓄压器的力学模型,并基于该模型分析了膜盒刚度对动力系统频率的影响,结果显示较小的膜盒刚度会降低动力系统频率。万屹仑等^[16]通过对比金属膜盒式蓄压器和注气式蓄压器变频效果,发现注气式蓄压器更能有效避免动力系统频率与箭体结构频率相交。

本文针对动力冗余技术而提出的推进剂交叉输送问题,以三种工作模式为研究对象,建立动力系统各个单元的动力学模型。通过有限元组装技术,分别建立三种工作模式下液体火箭动力系统的动力学模型,利用数值方法对液体火箭动力系统频率特性进行分析。

2 交叉输送系统的动力学建模

2.1 三种工作模式

图1所示是应用于两助推器动力冗余火箭,兼具三种工作模式的推进剂交叉输送方案,其中蓝色表示氧化剂输送管路,红色表示燃料输送管路。通过控制隔离阀,液体捆绑火箭可在三种不同的工作模式(芯级火箭与助推器独立工作;一台助推发动机故障,该助推器将多余推进剂供给芯级发动机;为使助推器提前分离,所有发动机均由助推器供给推进剂)之间相互切换。后文为说明方便,将这三种工作模式简称为Mode 1, Mode 2和Mode 3。

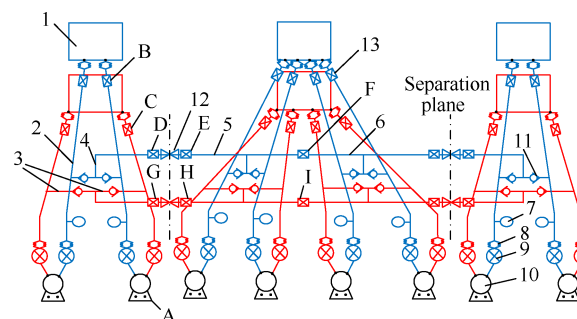


Fig. 1 Scheme of crossfeed system

- 1) Tank, 2) Main duct, 3) Crossfeed duct (line 1),
- 4) Crossfeed duct (line 2), 5) Crossfeed duct (line 3),
- 6) Crossfeed duct (line 4), 7) Accumulator, 8) Bellows,
- 9) Pump, 10) Engine, 11) Check valve, 12) Separating valve,
- 13) Isolating valve

当交叉输送管路上所有隔离阀均处于关闭状态时,助推与芯级动力系统以 Mode 1 模式为发动机提供推进剂。当助推火箭的某一台发动机发生故障时(以图 1 中发动机 A 发生故障为例),控制系统将关闭故障主管路的隔离阀 B 和 C,打开交叉输送管路隔离阀 D, E, F, G, H 和 I,此时火箭将从 Mode 1 切换为 Mode 2,这可以保证两助推器推进剂同步消耗。为提高可靠性和运载能力,使助推分离时间提前,控制系统也可在发射前关闭芯级火箭所有主管路隔离阀,打开除 F 和 I 以外的交叉输送管路隔离阀,这时芯级发动机一半由左助推器供给推进剂,另一半由右助推器供给,系统处于 Mode 3 模式。

开关隔离阀会使得推进系统中的部分管路不参与输送推进剂。基于这一原因,图 1 所示的推进剂交叉输送系统在不同工作模式下可简化为图 2 所示的三种管路模型。

考虑到含有独立工作的子模块,直接搭建图 2 整

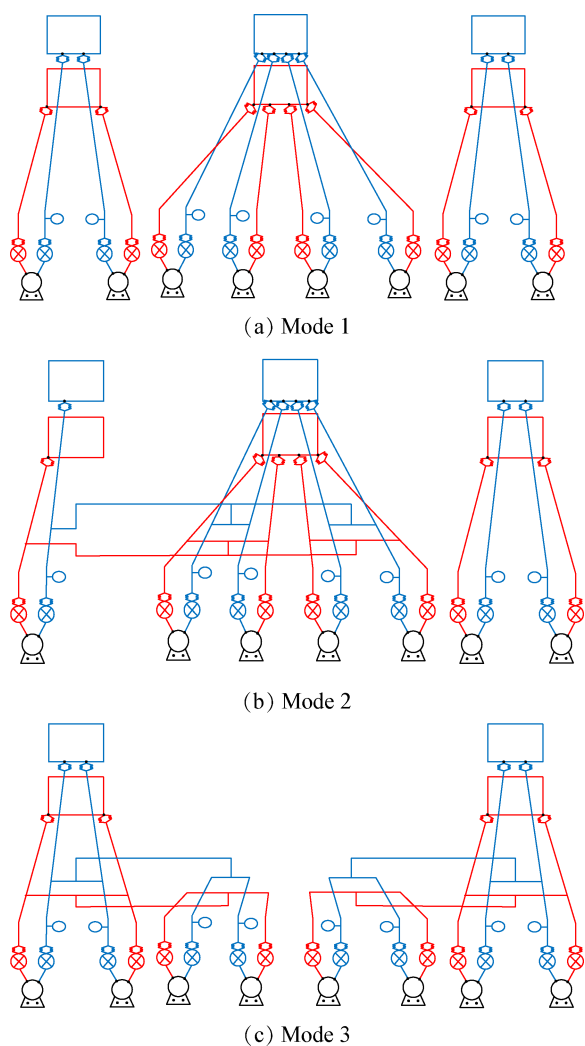


Fig. 2 Model of crossfeed system under different working modes

体的动力学模型会增大计算量,掩盖部分规律。所以在本文仅研究动力系统的特征子模块,即 Mode 1 模式下的助推和芯级动力系统,Mode 2 模式下的助推系统和芯级系统通过交叉输送管路连接的耦合系统,Mode 3 模式下,助推系统和芯级发动机通过交叉输送管路连接的耦合系统。

2.2 单元划分与有限元组装

为建立上述动力系统特征子模块的动力学模型,利用文献[17]中的有限元组装方法,将动力系统划分为若干个独立单元,利用每个单元相连节点处压强大小相同方向相反的规律,组装出以脉动重量位移和推力室脉动压强为状态变量的非奇异状态方程。

单元划分后的组件关系如图 3 所示,图中黑点表示单元划分后所形成的节点。根据节点的类型不同,将以脉动重量位移为状态变量的节点用数字进行编号,将以脉动推力室压强为状态变量的节点用数字和字母组合的方式命名。

动力系统经单元划分后可获得十二种独立单元:可压缩管、单出口贮箱、双出口贮箱、四出口贮箱、推力室、波纹管-可压缩管、可压缩管-波纹管、三通-可压缩管(单入口双出口)、三通-可压缩管(双入口单出口)、弯头-可压缩管、三通-蓄压器和泵-不可压缩管,这些单元的力学简图分别对应图 3 中 A, B, C, D, E, F, G, H, I, J, K 和 L。由于部分单元的动力学方程已由 Rubin 等^[17]和王庆伟等^[18]给出,此处仅介绍推力室,双出口贮箱、四出口贮箱、三通-可压缩管(双入口单出口),三通-蓄压器以及弯头-可压缩管的动力学模型。

下面动力学方程中 p 和 w 分别表示脉动压强和脉动重量位移($w = \rho g A u$, 其中 ρ , A , g 和 u 分别为流体密度、单元内流体截面积、重力加速度以及流体位移),变量的下标表示所对应的节点。符号“ $\cdot$ ”和“ $\ddot{\cdot}$ ”表示变量向时间 t 求一次导数和两次导数。

(1) 推力室

推力室包含四个节点 te_i , te_j , teo 和 te_f 。其中 te_i 和 te_j 为氧化剂和燃料的流入节点,而 teo 和 te_f 则表示氧化剂和燃料贡献的推力室脉动压强节点。动力学方程为

$$p_{te} = p_{teo} + p_{tef} \quad (1)$$

$$p_{te_i} = p_{te} + I_{injo} \ddot{w}_{te_i} + R_{injo} \dot{w}_{te_i} \quad (2)$$

$$p_{te_j} = p_{te} + I_{injf} \ddot{w}_{te_j} + R_{injf} \dot{w}_{te_j} \quad (3)$$

$$\tau_c \dot{p}_{teo} + p_{teo} = R_{teo} \dot{w}_{te_i} \quad (4)$$

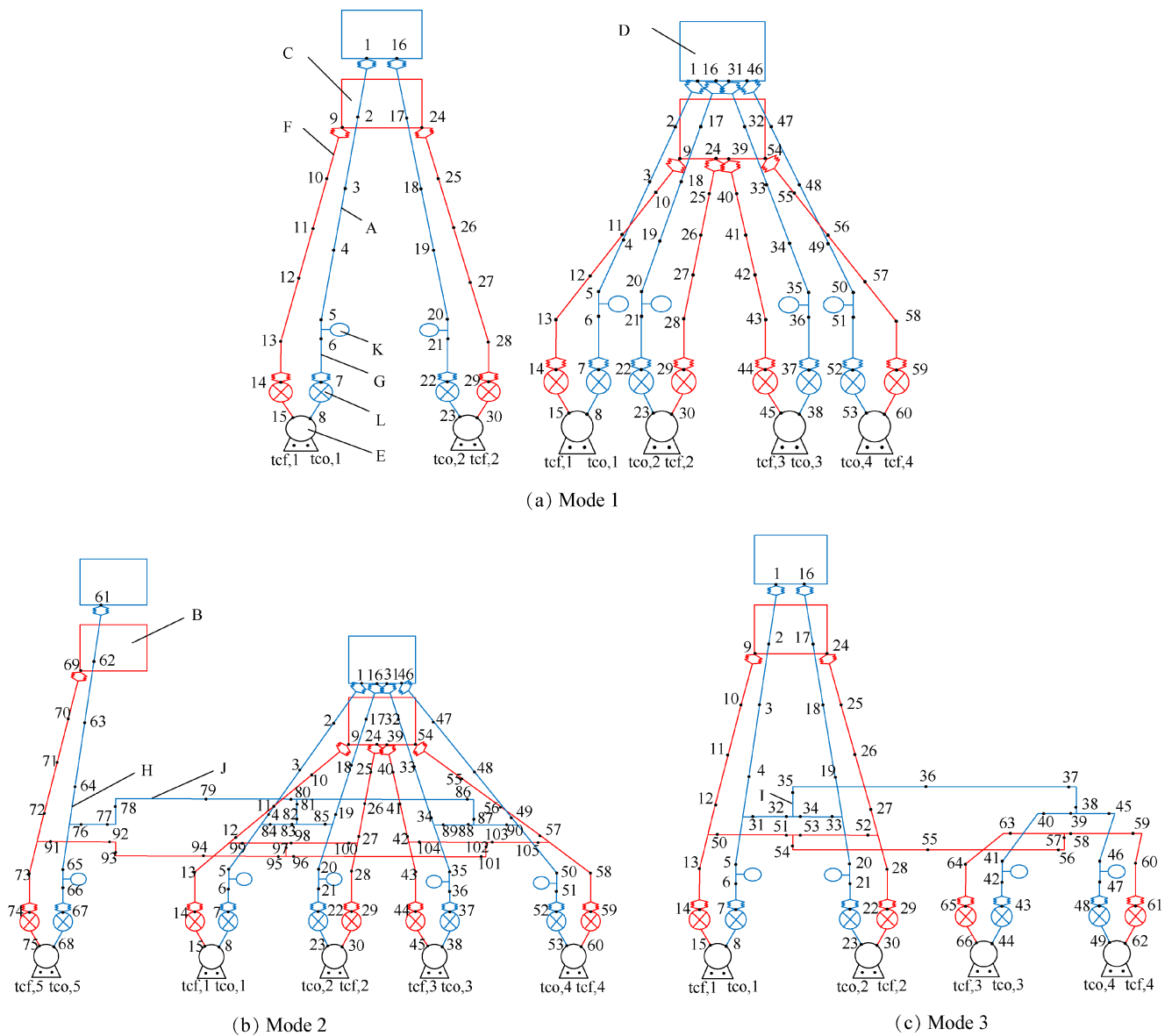


Fig. 3 Schematic diagram of crossfeed system under different working modes

A) Compressible duct, B) Tank (one outlet), C) Tank (two outlets), D) Tank (four outlets), E) Thrust chamber, F) Bellows-compressible duct, G) Compressible duct-bellows, H) Junction-compressible duct (one inlet two outlets), I) Junction-compressible duct (two inlets one outlet), J) Elbow-compressible duct, K) Junction-accumulator, L) Pump-incompressible duct

$$\tau_c \dot{p}_{tef} + p_{tef} = R_{tef} \dot{w}_{tef} \quad (5)$$

式中 I_{injo} , R_{injo} , I_{injf} 和 R_{injf} 分别为推力室中氧化剂和燃料喷嘴的惯性和阻尼。 p_{te} , p_{teo} , p_{tef} 表示推力室脉动压强以及氧化剂和燃料燃烧贡献的分量, R_{teo} 和 R_{tef} 表示氧化剂和燃料燃烧阻尼, τ_c 为燃烧迟滞系数。

(2) 双出口贮箱

双出口贮箱共有两个节点 dti 和 dtj 均为推进剂流出节点。动力学方程为

$$p_{dti} = p_{dtj} = -I_{dt}(\ddot{w}_{dti} + \ddot{w}_{dtj}) - R_{dt}(\dot{w}_{dti} + \dot{w}_{dtj}) + \rho H_{dt} \cdot \ddot{r}_{dte} \quad (6)$$

式中 I_{dt} , R_{dt} 和 $\ddot{r}_{dte}$ 分别为贮箱惯性、阻尼以及位移矢径, H_{dt} 为贮箱水头矢量。假设贮箱内流体的方向

向量沿径向不变,则有

$$H_{dt} = \int_h N_{dt}(x) dx \quad (7)$$

式中 h 为液位高度, $N_{dt}(x)$ 为贮箱中流体的方向向量。

(3) 四出口贮箱

四出口贮箱共有四个节点 fti , ftj , ftk 和 ftm 均为推进剂流出节点。动力学方程为

$$p_{fti} = p_{ftj} = p_{ftk} = p_{ftm} = -I_{ft}(\ddot{w}_{fti} + \ddot{w}_{ftj} + \ddot{w}_{ftk} + \ddot{w}_{ftm}) - R_{ft}(\dot{w}_{fti} + \dot{w}_{ftj} + \dot{w}_{ftk} + \dot{w}_{ftm}) + \rho H_{ft} \cdot \ddot{r}_{fte} \quad (8)$$

式中 I_{ft} , R_{ft} 和 $\ddot{r}_{fte}$ 分别为贮箱的惯性、阻尼以及位移矢径, 而 H_{ft} 为贮箱的水头矢量。

(4) 三通-可压缩管(双入口单出口)

双入口单出口的三通-可压缩管由三通和可压缩管两部分组合而成,共有三个节点 t_{ci} , t_{cj} 和 t_{ck} 。其中 t_{ci} 和 t_{cj} 为三通的节点,而 t_{ck} 为可压缩管的节点。 t_{ci} , t_{cj} 为推进剂流入节点, t_{ck} 为推进剂流出节点。动力学方程为

$$p_{t_{ci}} = p_{t_{cj}} = \frac{I_{tc}}{2} (\ddot{w}_{t_{ci}} + \ddot{w}_{t_{cj}}) + \frac{R_{tc}}{2} (\dot{w}_{t_{ci}} + \dot{w}_{t_{cj}}) + K_{tc} (w_{t_{ci}} + w_{t_{cj}}) - K_{tc} w_{t_{ck}} + \rho H_{t_{ci}} \cdot \ddot{r}_{t_{ce}} \quad (9)$$

$$p_{t_{ck}} = K_{tc} (w_{t_{ci}} + w_{t_{cj}}) - \frac{I_{tc}}{2} \ddot{w}_{t_{ck}} - \frac{R_{tc}}{2} \dot{w}_{t_{ck}} - K_{tc} w_{t_{ck}} - \rho H_{t_{ck}} \cdot \ddot{r}_{t_{ce}} \quad (10)$$

式中 I_{tc} , R_{tc} , K_{tc} 和 $\ddot{r}_{t_{ce}}$ 分别为单元中可压缩管部分的惯性、阻尼、刚度以及位移矢径,而 $H_{t_{ci}}$ 为 t_{ci} 到三通会交点的水头矢量, $H_{t_{ck}}$ 为三通会交点到 t_{ck} 的水头矢量。

(5) 三通-蓄压器

三通-蓄压器有三通和蓄压器组合而成,共两个节点 t_{ai} 和 t_{aj} ,其中 t_{ai} 为推进剂流入节点, t_{aj} 为推进剂流出节点。动力学方程为

$$p_{t_{ai}} = p_{t_{aj}} = I_{ta} \ddot{w}_{t_{ai}} + R_{ta} \dot{w}_{t_{ai}} + K_{ta} w_{t_{ai}} - I_{ta} \ddot{w}_{t_{aj}} - R_{ta} \dot{w}_{t_{aj}} - K_{ta} w_{t_{aj}} + \rho H_{ta} \cdot \ddot{r}_{t_{ae}} \quad (11)$$

式中 I_{ta} , R_{ta} , K_{ta} 和 $\ddot{r}_{t_{ae}}$ 分别为三通-蓄压器中蓄压器部分的惯性、阻尼、刚度以及位移矢径,而 H_{ta} 为蓄压器的水头矢量。这些物理量中 K_{ta} 是影响动力系统频率的重要参数,可表示为^[17]

$$K_{ta} = \frac{\gamma p_s^2 T_0}{\rho g p_0 V_0 T_s} \quad (12)$$

式中 p_s 和 T_s 表示蓄压器内工作压强和温度, p_0 , T_0 和 V_0 表示初始压强、温度和体积,而 γ 为比热比。 $p_0 V_0$ 也称为蓄压器能量值,通过改变能量值的大小可有效调节动力系统固有频率。

(6) 弯头-可压缩管

弯头-可压缩管由弯头和可压缩管组合而成,共有两个节点,其中 j_{ci} 为弯头的节点,而 j_{cj} 为可压缩管的节点。 j_{ci} 节点为推进剂流入节点, j_{cj} 为推进剂流出节点。动力学方程为

$$p_{j_{ci}} = \frac{I_{jc}}{2} \ddot{w}_{j_{ci}} + \frac{R_{jc}}{2} \dot{w}_{j_{ci}} + K_{jc} w_{j_{ci}} - K_{jc} w_{j_{cj}} + K_{jc} \rho A (N_{j_{cj}} - N_{j_{ci}}) \cdot r_{j_{ce}} + \frac{R_{jc}}{2} \rho A (N_{j_{cj}} - N_{j_{ci}}) \cdot \dot{r}_{j_{ce}} + \frac{I_{jc}}{2} \rho A (N_{j_{cj}} - N_{j_{ci}}) \cdot \ddot{r}_{j_{ce}} + \rho H_{j_{ci}} \cdot \ddot{r}_{j_{ce}} \quad (13)$$

$$p_{j_{cj}} = K_{jc} w_{j_{ci}} - \frac{I_{jc}}{2} \ddot{w}_{j_{cj}} - \frac{R_{jc}}{2} \dot{w}_{j_{cj}} - K_{jc} w_{j_{cj}} - \rho H_{j_{cj}} \cdot \ddot{r}_{j_{ce}} + K_{jc} \rho A (N_{j_{cj}} - N_{j_{ci}}) \cdot \ddot{r}_{j_{ce}} \quad (14)$$

式中 I_{jc} , R_{jc} , K_{jc} , $\ddot{r}_{j_{ce}}$ 分别为可压缩管部分的惯性、阻尼、刚度以及位移矢径, $N_{j_{ci}}$ 和 $H_{j_{ci}}$ 为 j_{ci} 节点到弯头转折点的方向向量和水头矢量, $N_{j_{cj}}$ 和 $H_{j_{cj}}$ 为弯头转折点到 j_{cj} 节点的方向向量和水头矢量。

按照图3所示的单元划分规则,以各单元相连节点处压强大小相等方向相反作为连接条件,联立相邻单元的动力学方程,可求解获得以脉动重量位移和推力室脉动压强作为变量的独立微分方程。再将各独立微分方程按全局节点编号顺序进行排序,可得到不同工作模式下交叉输送系统的动力学方程组

$$I_t \ddot{w} + R_t \dot{w} + K_t w + A q_{tc} = F_{ts} \quad (15)$$

式中 I_t , R_t 和 K_t 分别为交叉输送系统的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵。 A 为反映推力室脉动压强对推进系统影响的系数矩阵。而 F_{ts} 则是结构对推进系统的作用力向量。而 w 和 q_{tc} 为推进系统独立变量组成的向量,其可以表示为

$$w = [w_1, w_2, \dots, w_{nq}]^T \quad (16)$$

$$q_{tc} = [p_{t_{co,1}}, p_{t_{cf,1}}, \dots, p_{t_{co,np}}, p_{t_{cf,np}}]^T \quad (17)$$

式中 nq 为节点的个数, np 为发动机的个数。

对各推力室进行组装得到

$$\dot{q}_{tc} = T q_{tc} + H \dot{w} \quad (18)$$

式中 T 为燃烧迟滞所产生的系数矩阵,而 H 则是反映推进系统对推力室脉动压强影响的系数矩阵。

通过联立式(15)和(18),可以获得动力系统的状态方程为

$$E_t \dot{x}_t = A_t x_t + D_{ts}^* \quad (19)$$

其中

$$E_t = \begin{bmatrix} E_{nq} & 0 & 0 \\ 0 & E_{np} & 0 \\ 0 & 0 & I_t \end{bmatrix}, x_t = [w^T \quad q_{tc}^T \quad \dot{w}^T]^T$$

$$D_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & E_{nq} \\ 0 & T & H \\ -K_t & -A & -R_t \end{bmatrix}, F_{ts}^* = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{ts} \end{bmatrix}$$

E_{nq} , E_{np} 分别为 nq 阶和 np 阶单位矩阵。

2.3 算法设计

有限元快速组装方法要求根据单元划分规则分别对单元和节点进行独立的编号,其中节点的全局编号已在图3中给出。按照单元的编号顺序依次获取所有单元的系数矩阵,再根据各单元节点的局部

编号和全局编号的对应关系完成由单元系数矩阵到动力系统系数矩阵的组装过程。各类系数矩阵的组装规则参考文献[19]。

为获取时变动力系统的固有频率,将每个时刻的动力系统视为定常系统。通过有限元快速组装,将非推力室单元与推力室单元动力学方程的系数矩阵分别组装为式(15),(18)的系数矩阵,进而得到了不同时刻的动力系统状态方程。再对各个时刻的动力系统状态方程的系数矩阵应用QR分解法,并通过Matlab软件编制程序进行计算,即可获得各时刻的动力系统各阶固有频率。具体的计算流程如图4所示。

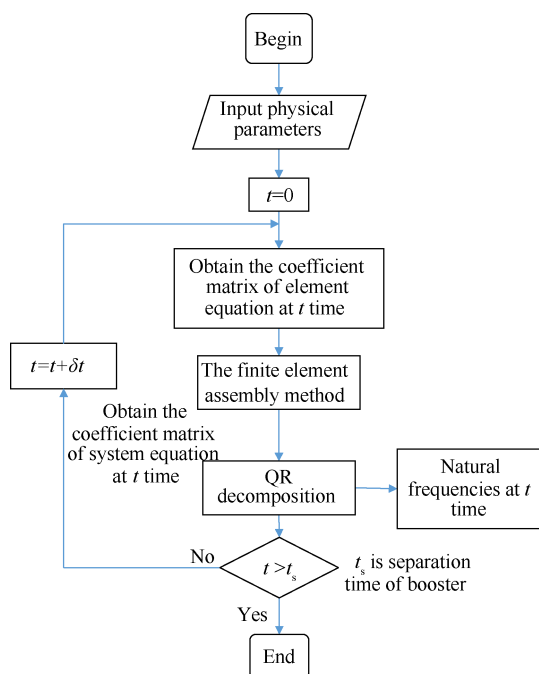


Fig. 4 Flow chart of computational procedure

3 结果与分析

表1给出交叉输送管路的动力学参数,主管路、蓄压器和发动机等单元的动力学参数取某型号长征运载火箭相应的动力系统参数。利用上述求解算法,先研究不同工作模式对动力系统频率分布的影响,再进一步分析不同工作模式下蓄压器能量值与系统频率的关系,以揭示具有交叉输送能力的动力系统的调频规律。

3.1 不同工作模式下动力系统固有频率

由于动力冗余火箭具有多台发动机,每台发动机与独立的推进剂输送管路相连,这使得动力系统有多阶相似的频率。每组相似频率的个数一

Table 1 Parameters of crossfeed duct

Part of crossfeed duct		$I/(s^2/m^2)$	$K/(s/m^2)$	$R/(1/m^2)$
Crossfeed duct (line 1)	Oxidizer	1.76	4.9×10^4	30.6
	Fuel	5.10	1.8×10^5	30.6
Crossfeed duct (line 2)	Oxidizer	0.30	7.4×10^4	10.2
	Fuel	0.64	3.6×10^5	20.4
Crossfeed duct (line 3)	Oxidizer	2.39	9.3×10^3	40.8
	Fuel	4.81	4.8×10^4	51.0
Crossfeed duct (line 4)	Oxidizer	0.90	2.5×10^4	10.2
	Fuel	3.85	6.0×10^4	15.3

般与并联动力模块的个数相关,所以在 Mode 1 模式下,助推系统每两阶频率和芯级系统每四阶频率构成一组相似频率;在 Mode 2 模式下,耦合系统每五阶频率构成一组相似频率;在 Mode 3 模式下,耦合系统每四阶频率构成一组相似频率。考虑到 POGO 振动是低频振动,仅分析动力系统的前两组频率。

图5给出了动力系统处于不同工作模式时,第一组频率随飞行时间的变化规律。图5(a)显示,Mode 1 模式下,无论是芯级系统还是助推系统,在飞行过程中第一组频率总是极为接近,而且到飞行末期几乎重合在一起。造成这种现象的主要原因是由于各台发动机的输送管路结构参数完全相同,引起管路间相互耦合的贮箱惯性会随着推进剂的消耗逐渐减弱。至于芯级和助推频率之间的差异主要是因为芯级和助推蓄压器的能量值不同。图5(b)显示,Mode 2 模式下,动力系统的第一组频率分布情况较为分散。造成这种现象的原因是交叉输送管路的连通使原本近乎独立的推进剂输送管路发生了耦合。图5(c)也有类似现象,并且 Mode 3 模式会使系统频率分布分散程度更为严重。

图6(a)~(c)分别分析了动力系统分别处于3种模式时,第二组频率随飞行时间的变化规律。在 Mode 1 模式下,芯级和助推系统的第二组频率几乎是重合在一起的,而另外两种工作模式的频率分布较为分散,这与第一组频率的分布具有基本相同的规律。也就是说当控制系统将交叉输送管路打开时,动力系统的频率会明显分开,Mode 3 模式下,这种效果更为明显。较为分散的动力系统频率更容易与结构频率相交,这意味着无交叉输送的液体火箭发生 POGO 振动的概率最低,处于 Mode 2 模式的火箭次之,处于 Mode 3 模式的火箭最易发生 POGO 振动。

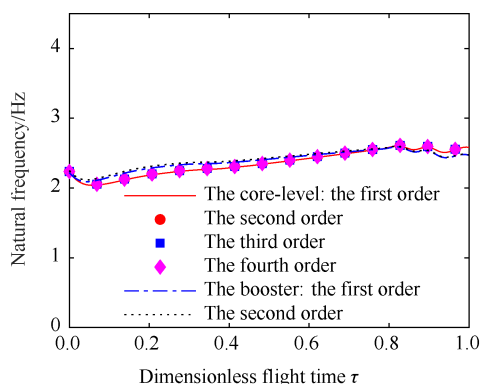
此外,通过对比图 5 和图 6 还能发现两个现象:(1)系统的第一组频率和第二组频率是明显分开的;(2)第一组频率在飞行过程中有明显的变化,但第二组频率几乎不变。造成这种现象的主要原因是由于这两组频率对蓄压器能量值的敏感程度不同。

3.2 蓄压器能量值对动力系统固有频率的影响

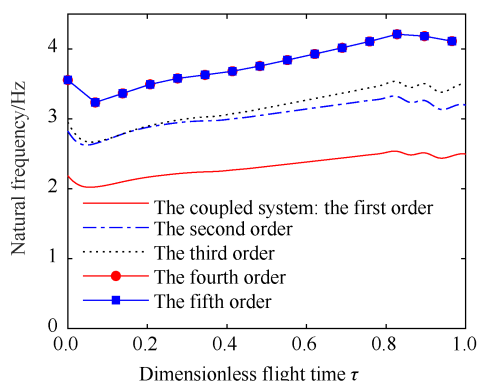
为研究蓄压器能量值对动力系统固有频率的影响,定义如下无量纲变量

$$\chi = \frac{\omega_a}{\omega_0} \quad (20)$$

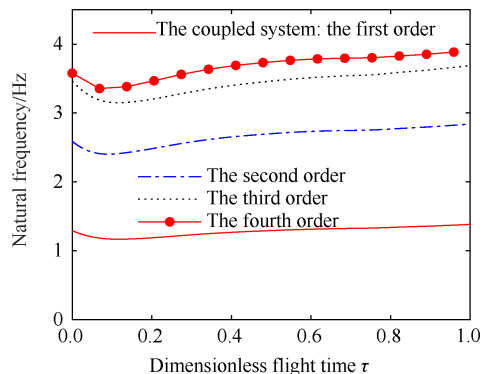
式中 ω_a 为调整蓄压器能量值后的系统固有频率, ω_0 为未调蓄压器能量值时的系统固有频率。



(a) Mode 1



(b) Mode 2

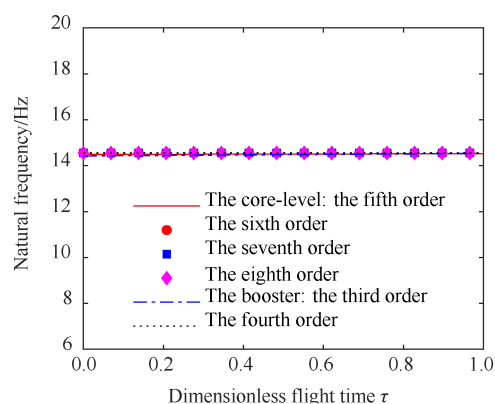


(c) Mode 3

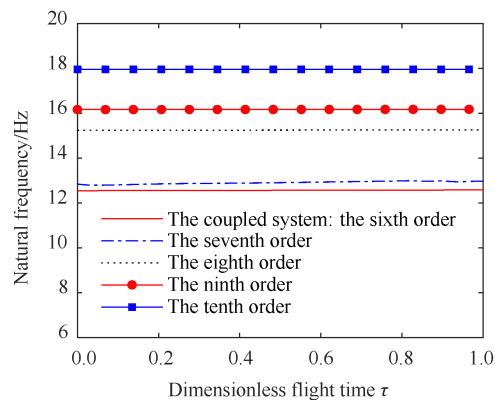
Fig. 5 The first group natural frequencies versus dimensionless flight time for different working modes

无量纲飞行时间取为 0.5, 蓄压器能量值在 0.5~1.5 倍变化, 图 7~12 分别显示动力冗余液体火箭处于三种工作模式下, 动力系统频率随蓄压器能量值的变化。图 7~9 显示了动力系统第二组频率随蓄压器能量值的变化规律, 表明动力系统的第二组频率几乎不随蓄压器的能量变化而改变。这意味着动力系统的第二组频率对蓄压器能量值的变化并不敏感。图 10~12 表明, 蓄压器能量值增大均会明显降低系统的第一组频率。也就是说调节蓄压器可以将第一组和第二组频率分开, 有效避免系统发生 POGO 振动。

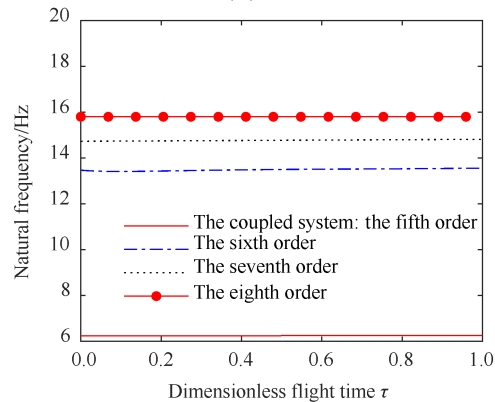
图 10 表明, 在 Mode 1 模式下, 增大蓄压器能量



(a) Mode 1



(b) Mode 2



(c) Mode 3

Fig. 6 The second group natural frequencies versus dimensionless flight time for different working modes

值可以降低系统第一组频率且不改变各阶频率的分布规律,这意味着调节蓄压器总能使动力系统频率避开结构系统频率,有效预防 POGO 振动的发生。图 11~12 显示 Mode 2 和 Mode 3 模式下,蓄压器能量值对耦合系统频率的影响较为复杂,直接分析蓄压器能量值对耦合系统第一组频率的影响不具有明显的工程意义。考虑到第一组和第二组频率相差较大,第一组频率中的各阶频率又相距较近,通过调节第一组频率中最高阶频率可以有效增大

第一组和第二组频率的间距,减小 POGO 振动发生的可能性。观察图 11(a)和(b)发现,Mode 2 模式下,调节芯级蓄压器能量值的变频效果要好于调节助推蓄压器。当蓄压器能量放大倍数高于 0.6 时,仅能通过调节芯级蓄压器的能量值才能降低系统第一组频率中的最大值(第五阶固有频率)。如图 12(a)和(b)所示,Mode 3 模式下调节助推蓄压器能量值对第一组频率中的最大值(第四阶固有频率)的变频效果更好。当能量放大倍数超过 0.9 时,芯级蓄压器将不能改变耦合系统第四阶固有频率,超过 1.2

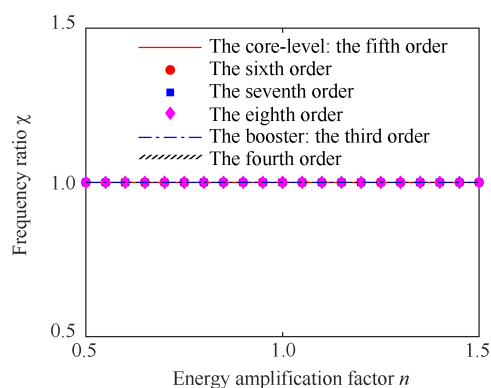
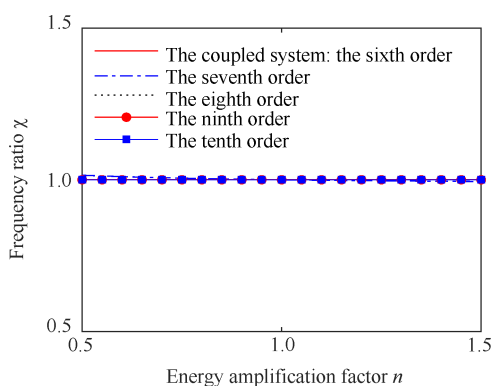
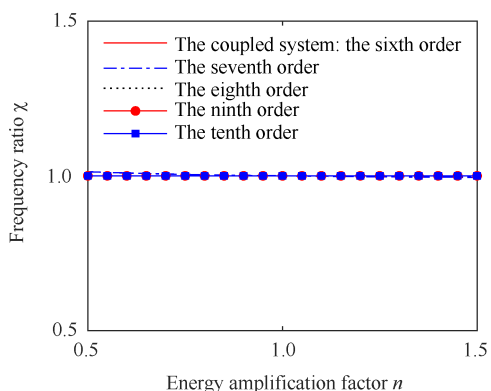


Fig. 7 The second group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 1

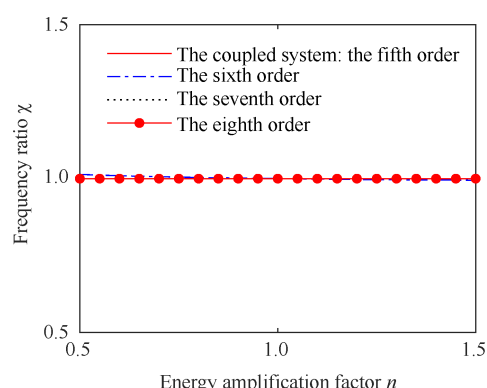


(a) Accumulator of core-level vehicle

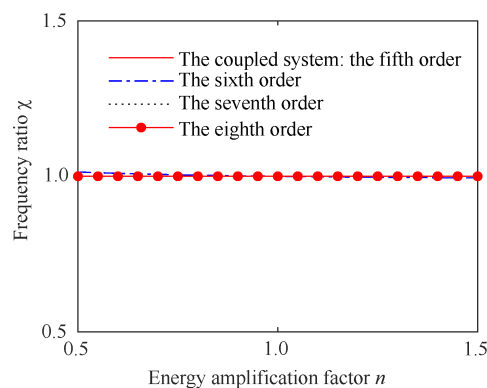


(b) Accumulator of booster

Fig. 8 The second group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 2



(a) Accumulator of core-level vehicle



(b) Accumulator of booster

Fig. 9 The second group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 3

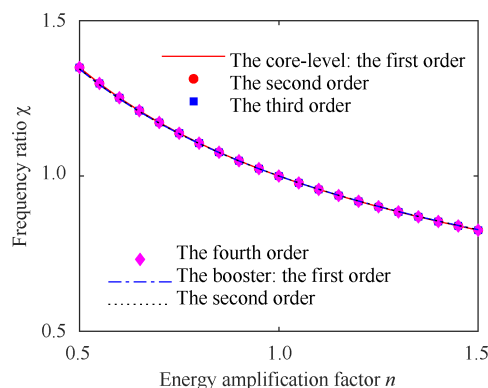


Fig. 10 The first group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 1

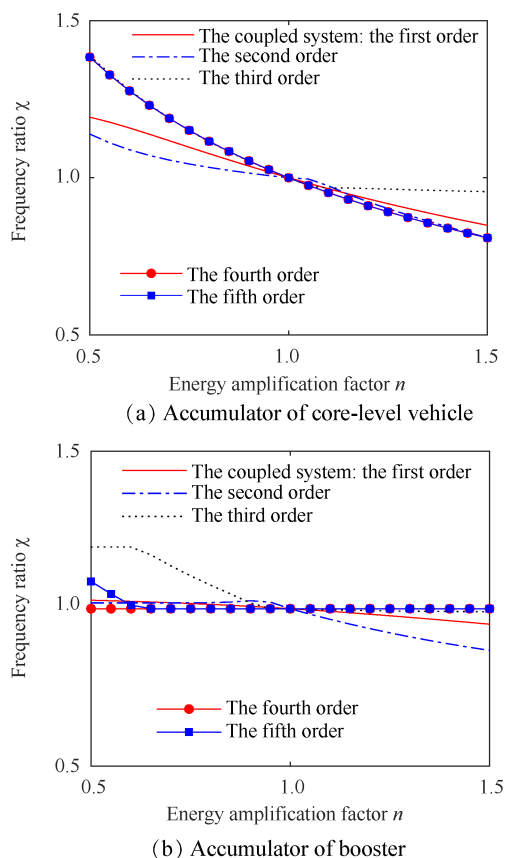


Fig. 11 The first group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 2

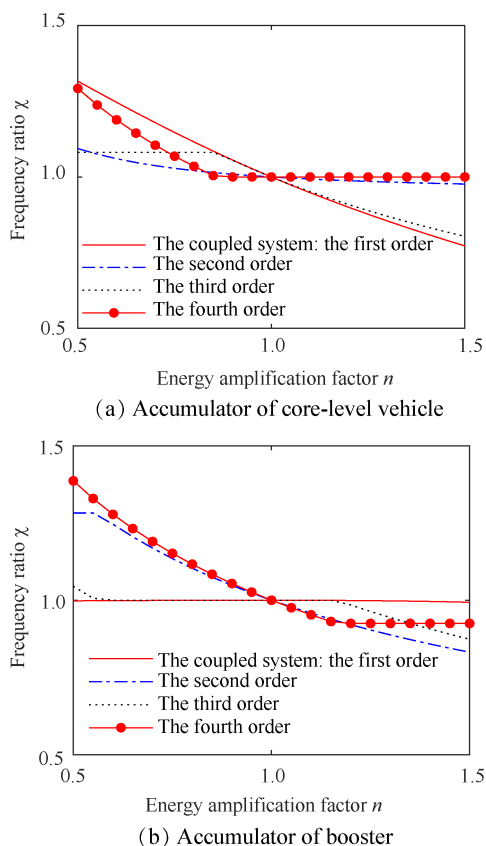


Fig. 12 The first group frequency ratios versus the energy value of accumulator for mode 3

时,助推蓄压器也不起作用。这表明 Mode 3 模式下,通过调整蓄压器避免 POGO 振动发生的效果有限。

4 结 论

本文通过单元划分和有限元组装,得到了动力冗余火箭动力系统的状态方程。并利用该状态方程和 QR 分解法分析了动力系统的频率特性,获得如下结论:

(1) Mode 1 模式下,动力系统相似频率分布较为集中,有利于避免 POGO 振动的发生。Mode 2 和 3 模式下,相似频率分布较为分散,不利于避免 POGO 振动的发生。其中,Mode 3 模式下,频率分布最为分散。

(2) 通过增大助推和芯级蓄压器的能量值,可以降低第一组频率,但对第二组频率几乎没有影响。

(3) Mode 1 模式下,增大助推和芯级蓄压器的能量值,能有效降低助推和芯级系统的第一组频率,避免 POGO 振动的发生。Mode 2 模式下,通过增大芯级蓄压器的能量值,可以有效降低耦合系统第一组频率的最大值。但在 Mode 3 模式下,蓄压器的变频效果较差。

致 谢:感谢国家自然科学基金、中国博士后科学基金的资助。

参考文献

- [1] Smith G, Philips A. Analysis of Parallel Burn, No-Crossfeed TSTO RLV Architectures and Comparison to Parallel Burn with Crossfeed and Series Burn Architectures[R]. AIAA 2003-5244.
- [2] Souchier A, Pasquier J. Ariane 4 Liquid Boosters and First Stage Propulsion System [C]. Washington: 19th Joint Propulsion Conference, 1983.
- [3] Martin J. Two-Stage Earth-to-Orbit Vehicles with Series and Parallel Burn [C]. Alabama: 22nd Joint Propulsion Conference, 1986.
- [4] 马方超, 李德权, 吴 姮, 等. 液体火箭推进剂交叉输送系统试验研究[J]. 载人航天, 2017, 23(3): 358-364.
- [5] 汤 波, 胡久辉, 邵业涛, 等. 液体运载火箭交叉输送总体参数研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017, (3): 22-27.
- [6] Rubin S. Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO) [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1188-1195.
- [7] Tang Y, Li M, Wang L, et al. Modeling and Stability

- Analysis of Pogo Vibration in Liquid-Propellant Rockets with a Two-Propellant System[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2017, 60(2): 77-84.
- [8] Zhao Z H, Ren G X, Yu Z W, et al. Parameter Study on POGO Stability of Liquid Rockets[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(3): 537-541.
- [9] 谭述君, 王庆伟, 吴志刚. 临界阻尼比法在 POGO 振动稳定性分析中的适用性[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 284-291.
- [10] 刘 涛, 刘锦凡, 唐国安. 液体火箭 POGO 振动分析的矢量拟合法[J]. 振动与冲击, 2019, 38(19): 26-30.
- [11] Hao Y, Tang G A, Xu D Y. Finite-Element Modeling and Frequency-Domain Analysis of Liquid-Propulsion Launch Vehicle [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3297-3304.
- [12] 唐 冶, 方 勃, 李明明, 等. 液体火箭推进系统频率特性的灵敏度分析[J]. 宇航学报, 2014, 35(8): 878-883.
- [13] 唐 冶, 方 勃, 张业伟, 等. 推进系统参数变化对液体火箭纵向振动响应的影响分析[J]. 振动与冲击, 2015, 34(12): 189-194.
- [14] 严 海, 方 勃, 黄文虎. 液体火箭的 POGO 振动研究与参数分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(6): 35-40.
- [15] 刘锦凡, 孙 丹, 陈雪巍, 等. 蓄压器膜盒机械刚度对液体火箭 POGO 振动影响研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(19): 168-171.
- [16] 万屹仑, 付欣毓, 张黎辉, 等. 注气式蓄压器系统工作特性仿真分析[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 37-42.
- [17] Oppenheim B W, Rubin S. Advanced POGO Stability Analysis for Liquid Rockets [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993, 30(3): 360-373. .
- [18] Wang Q W, Tan S J, Wu Z G, et al. Improved Modeling Method of POGO Analysis and Simulation for Liquid Rockets [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 107: 262-273.
- [19] Tan S, Wang Q, Wu Z, et al. A Method for Deriving a Non-Singular State-Space Formulation Based on Rubin's Model for Pogo Analysis [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 233(8): 2717-2730.

(编辑:张 贺)