doi:10.11887/j.cn.201402008 http://journal.nudt.edu.cn

基于星架系统结构参数的卫星载荷减振方法*

朱仕尧,雷勇军
(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:卫星工程中广泛采用的有效载荷支架结构可能会与卫星主体结构发生动力耦合,进而造成有效载荷响应显著放大。进一步将有效载荷支架与卫星主体结构考虑为一个整体系统(称为星架系统)。采用有限元方法建立某型卫星系统级动力学分析模型,从中提取结构参数建立集中参数模型,并针对结构参数进行单变量影响分析。结果表明:所建集中参数模型能够反映支架结构与卫星主体结构之间动力耦合规律,载荷响应对两者频率参数的敏感程度远高于其阻尼和质量参数,卫星结构设计阶段应重点考量主体结构和支架结构频率关系以优化卫星载荷的动力学环境。

关键词:减振设计;载荷支架;卫星主体结构;集中参数模型;灵敏度分析
中图分类号:V414.1 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2014)02-0041-06

Vibration reduction of payloads on spacecraft based on structure parameters of spacecraft-bracket system

ZHU Shiyao, LEI Yongjun
(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The dynamical interaction of payload brackets and spacecraft frame structure can observably magnify the responses of payloads. Vibration reduction studies usually focus on component-level payload brackets, but in this research, spacecraft frame structure and payload brackets are considered as a whole system (Spacecraft-Bracket System). A certain spacecraft was modeled with finite element method. With structure parameters extracted from this model, a system-level lumped parameter model was built, and the univariate analysis for structure parameters was done. The results indicate that the lumped parameter model can expose the coupling pattern of payload brackets and spacecraft frame structure clearly, and that the sensitivity for responses of payloads related to frequency parameters of both structures are evidently higher than that related to damp and mass parameters. Consequently, for improving the dynamic environment of payloads, the frequency relationship of payload brackets and spacecraft frame structure should be anatomized in spacecraft structure design stage.

Key words: vibration reducing design; payload bracket; spacecraft frame structure; lumped parameter model; sensitivity analysis

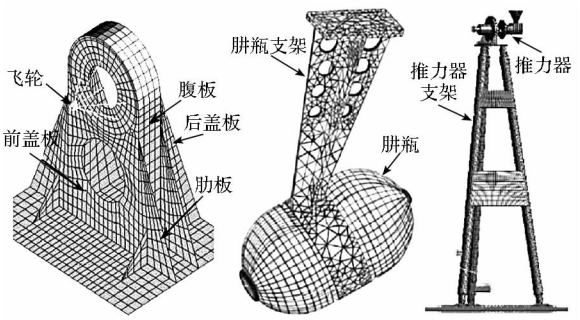
由于支架结构具有质量轻、构型简单和平面占用空间少等优点,能够降低卫星整体质量、减小构件加工难度并且有利于仪器的安装和布局,因此在现代卫星结构设计中广泛采用支架式结构作为有效载荷或仪器设备的安装基座。图1列出飞轮[1]、起旋肼瓶[2]和轴向推力器[3]等仪器设备的安装支架结构。

文献[1-6]已对本文涉及的支架结构振动抑制进行了研究,其中徐超[1]、杨德庆[2]、曹亮[3]和李应典[4-5]等都采用修改结构刚度和阻尼方法对部件级支架结构进行减振设计;申智春等[6]采用附加约束阻尼层振动抑制方法针对整星状态下的支架结构进行振动抑制试验研究。以上研究一般仅以部件级有效载荷支架结构为研究对象,但是当有效载荷支架与卫星主体结构安装后,其边界连接刚度将会发生变化,造成整星状态下的有效载荷支架结构动力学特性与其部件级状态下的结构动力学特性相差较大[7]。因此,针对部件级有效载荷支架进行的振动抑制设计(特别是适应性较差的被动振动抑制设计)不一定适用于整星状态下的有效载荷支架振动抑制,甚至可能会使有效载荷响应进一步放大。

为分析以上问题,在前人研究基础上将某型卫星主体结构和推力器支架结构考虑为一个整体系统(称为星架系统),研究其结构动力学建模方法和影响推力器动响应的敏感因素。首先基于

* 收稿日期:2013-05-24
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11272348)
作者简介:朱仕尧(1987—),男,辽宁葫芦岛人,博士研究生,E-mail:zhushiyao@nudt.edu.cn;
雷勇军(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:leiyj108@nudt.edu.cn

MSC. PATRAN 软件建立星架系统有限元分析模型,进一步构建关于卫星主体结构和推力器支架结构频率特性的两组讨论工况,并分析结构频率变化对推力器频率响应的影响规律;然后从有限元模型中提取相关结构参数建立星架系统集中参数模型,并基于此模型研究其结构频率、阻尼和质量参数单变量变化对推力器动响应的影响规律;最后对比两种模型的分析结果,并提出针对星架系统的卫星载荷减振策略。



(a)飞轮支架 (b)肼瓶支架 (c)推力器支架

图 1 卫星典型支架结构

Fig. 1 Typical bracket structures on spacecraft

1 星架系统有限元方法建模与分析

1.1 有限元方法建模

以某卫星为例,在 MSC. PATRAN 软件中分别建立部件级推力器支架和卫星主体结构的有限元模型,其中卫星主体结构包括中心承力筒、仪器安装板及其支承杆结构等,燃料和设备质量以非结构质量形式等效到承力筒壁和仪器安装板质量特性中;采用多点约束单元连接推力器支架下支座和卫星仪器安装板结构,并约束卫星中心承力筒下端面节点自由度,从而得到地面振动试验状态下的星架系统有限元分析模型,如图 2 所示。

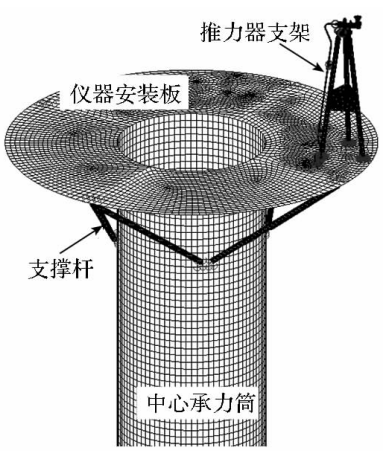


图 2 星架系统的有限元模型

Fig. 2 Finite element model of spacecraft-bracket system

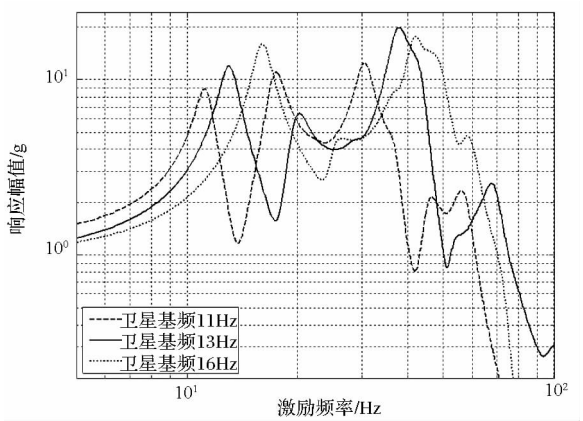
1.2 结构频率特性影响分析

本文涉及的星架系统由支架和卫星主体结构组合而成,但其整体动力学特征与部件结构的动力学特征具有本质上的区别。一方面,支架与卫星主体结构之间的连接方式、安装方位以及安装位置局部刚度等因素在很大程度上决定了星架系统的动力学特性,另一方面,星架系统的部件结构之间还可能存在多阶和高阶模态的相互耦合。所以不能简单地利用单件支架结构或卫星主体结构的模态特征来解释星架系统所表现出来的动力学响应规律,而需要将其作为一个整体结构进行定量分析。

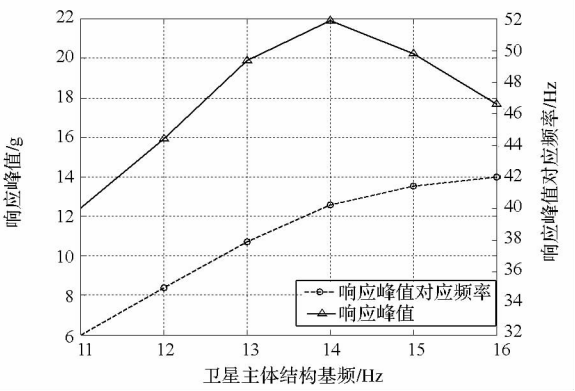
为研究部件级卫星主体结构和载荷支架结构设计状态对星架系统整体动力学响应的影响,在维持质量不变前提下,采用部件结构基频作为部件结构刚度特征的表征。通过调节结构参数分别构建关于部件级卫星主体结构和载荷支架结构基频的两组星架系统讨论工况。并在中心承力筒底部横向施加幅值为 1g 的加速度基础激励条件下,利用上述讨论工况分别讨论卫星主体结构和载荷支架结构频率特性对推力器安装位置加速度响应峰值的影响规律。

(1)卫星主体结构频率特性影响分析

由推力器响应与卫星主体结构基频的关系曲线(如图 3 所示)可知:卫星主体结构频率特性会显著改变推力器响应主峰值和次峰值对应频率;并且主峰值对应频率(在 32Hz 到 42Hz 范围变化)与卫星主体结构基频具有正相关关系。由图 3(b)可以发现:卫星主体结构基频在 11Hz 到 14Hz 范围内时,推力器主振方向响应峰值随卫星主体结构基频增加而增大;而在 14Hz 到 16Hz 范围内其变化规律相反;并且峰值最大值 21.899g(出现在 14Hz)和最小值 12.431g(出现在 11Hz)相差 43.23%。



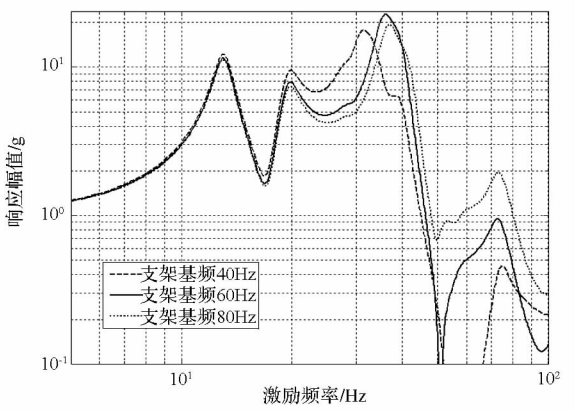
(a) 推力器激励方向频率响应曲线



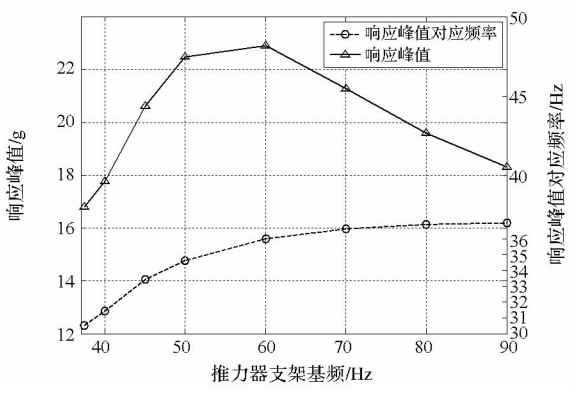
(b) 卫星主体基频与推力器响应峰值曲线

图 3　卫星主体结构基频与推力器响应峰值曲线

Fig. 3　Frequency responses of thruster for different base frequencies of spacecraft frame structure



(a) 推力器激励方向频率响应曲线



(b) 支架基频与推力器响应峰值曲线

图 4　推力器支架基频与推力器响应峰值曲线

Fig. 4　Frequency responses of thruster for different base frequencies of thruster bracket

(2)推力器支架频率特性影响分析

由推力器支架基频与推力器响应关系曲线(如图 4 所示)可知:推力器响应主峰值对应频率(在 30Hz 到 37Hz 之间)随推力器支架基频的增大而有一定增大,且响应曲线次峰值所对应频率基本不发生改变。并且推力器支架基频为 60Hz 时,推力器响应峰值最大(22.805g);随着推力器支架基频偏离 60Hz,推力器响应峰值逐渐减小;最终在 37Hz 时响应峰值取最小值 16.963g(下降 25.62%)。

总结推力器响应峰值随部件结构频率特性的变化规律:

1)响应峰值都会在某一个特定的频率特性状态下达到最大值,并且错开此特定频率后,推力器响应峰值会显著减小;

2)卫星主体结构基频特性对推力器响应峰值的影响最为明显,其对响应曲线主峰值和次峰值都有较大影响;推力器支架频率特性可以在一定程度上影响推力器响应峰值及其对应频率,但其影响幅度不及卫星主体结构。

2　星架系统集中参数建模与分析

2.1　集中参数方法建模

将星架系统简化为受基础激励的二维质量弹簧模型,如图 5 所示。图 5 中 x 表示基础激励,x_i、m_i、k_i 和 c_i 分别代表结构位移响应、质量参数、刚度参数和黏性阻尼参数;下标 i 为"1"表示卫星主体结构,下标为"2"表示推力器支架。

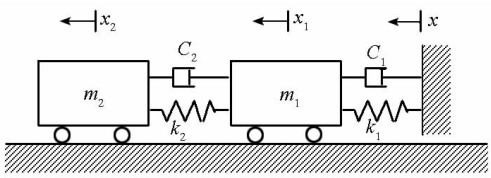


图 5　星架系统质量弹簧模型

Fig. 5　Lumped parameter model of spacecraft-bracket system

由星架系统有限元模型可知:卫星主体结构质量 m_1 为 2155.77kg,频率特性参数 ω_1 取卫星主体结构与推力器支架结构的耦合频率 36.42Hz,结构阻尼参数 η_1 取卫星主体结构前两阶模态损耗因子平均值 0.117;推力器支架结构质量 m_2 为 1.79kg,频率特性为 ω_2 同样取卫星主体结构与推力器支架结构的耦合频率,结构阻尼参数 η_2 取推力器支架结构前两阶模态损耗因子平均值 0.253(注:已附加约束阻尼层结构)。根据以上参数进一步导出结构刚度参数和黏性阻尼参数[8]:

$$\begin{cases} k_i = \omega_i^2 m_i \\ c_i = c_{ci}\eta_i/2 = m_i\omega_i\eta_i \end{cases} \quad (i = 1,2) \qquad (1)$$

其中:c_{ci} 为卫星主体结构或推力器支架结构的临界阻尼系数,且 $c_{ci} = 2m_i\omega_i$。

采用隔离法建立星架系统动力学方程如式

(2)所示。

$$\begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{Bmatrix}+\begin{bmatrix} c_1+c_2 & -c_2 \\ -c_2 & c_2 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix}$$
$$+\begin{bmatrix} k_1+k_2 & -k_2 \\ -k_2 & k_2 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} c_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x} \end{Bmatrix}+\begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} x \\ x \end{Bmatrix} \tag{2}$$

基础激振 x 为 $B\sin\omega t$,其中 B 为激励幅值,ω 为激励频率。可证明采用位移或加速度形式基础激励并不会改变系统的振动传递特性,因此本文选取加速度形式基础激励。

在仅关注受迫振动稳态解的情况下设解的形式为:

$$\begin{aligned} x_1 &= C_1\sin\omega t + C_2\cos\omega t = A_1\sin(\omega t-\alpha_1) \\ x_2 &= D_1\sin\omega t + D_2\cos\omega t = A_2\sin(\omega t-\alpha_2) \end{aligned} \tag{3}$$

将式(3)代入式(2),并根据 $\sin\omega t$ 项和 $\cos\omega t$ 项的系数和均为零,得到方程:

$$\begin{cases} (-m_1\omega^2+k_1+k_2)C_1-(c_1+c_2)\omega C_2-k_2D_1+c_2\omega D_2=k_1B \\ (c_1+c_2)\omega C_1+(-m_1\omega^2+k_1+k_2)C_2-c_2\omega D_1-k_2D_2=c_1\omega B \\ -k_2C_1+c_2\omega C_2+(-m_2\omega^2+k_2)D_1-c_2\omega D_2=0 \\ -c_2\omega C_1-k_2C_2+c_2\omega D_1+(-m_2\omega^2+k_2)D_2=0 \end{cases} \tag{4}$$

求解式(4)得到待定系数 C_1,D_1,C_2 和 D_2,再将以上系数带入式(3)求出推力器稳态响应幅值:

$$A_2^2=(D_1^2+D_2^2)=\frac{(k_2^2+c_2^2\omega^2)(k_1^2+c_1^2\omega^2)[(k_1-m_1\omega^2)^2+c_1^2\omega^2]}{P^2+Q^2}B^2 \tag{5}$$

其中:

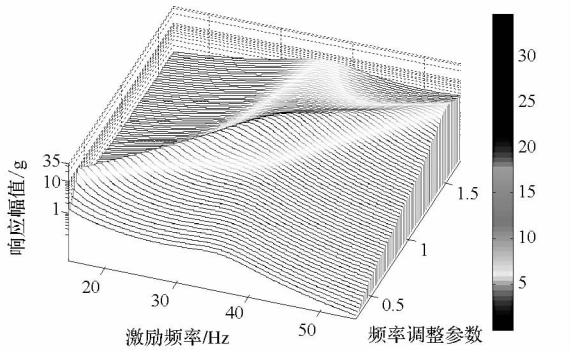
$$\begin{cases} P=-k_2[m_2\omega^2(k_1-m_1\omega^2)+c_1c_2\omega^2] \\ \quad +(k_2-m_2\omega^2)[(k_1-m_1\omega^2)^2+(c_1\omega)^2+c_1c_2\omega^2] \\ Q=(k_1c_2-k_2c_1)m_2\omega^3 \\ \quad -c_2\omega[(k_1-m_1\omega^2)^2+m_1m_2\omega^4+(c_1\omega)^2] \end{cases} \tag{6}$$

2.2　结构频率参数影响分析

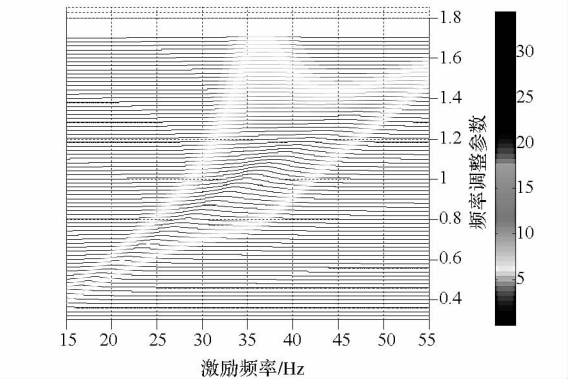
(1)卫星主体结构频率参数影响分析

保持推力器支架频率 ω_2 不变,令 c 为"频率调整系数",使卫星主体结构频率 $\omega_1=c\omega_2$。在激励幅值 B 为 1g 条件下,根据式(5)得到不同卫星主体结构频率状态下推力器频响曲线,如图 6 所示。

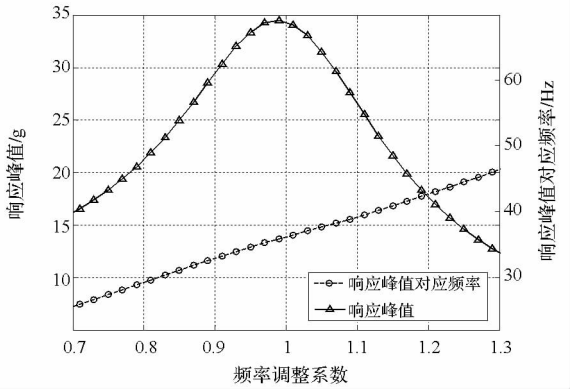
由图 6(a)可知:推力器稳态响应曲线一般包含一至两个明显极值点;从图 6(b)的俯视角度观察发现推力器响应峰值频率分布在两条直线上:一条为 $\omega=36.4$Hz 的直线,对应支架结构频率特性;另一条为 $\omega=36.42c$Hz 的斜线,对应卫星主体结构频率特性。出现以上现象是由于推力器支架与卫星主体结构质量特性差距较大,因此星架系统频率特性会与卫星主体结构和推力器支架结构的频率参数较为接近。如图 6(c)所示,由峰值曲线可知:卫星主体结构频率调整参数为 1 时,推力器响应峰值取得最大值 34.47g,之后响应峰值随频率调整参数偏离 1 而迅速减小;另外响应峰值对应频率与频率调整参数特性成正相关关系。



(a)响应曲线 - 侧视



(b)响应曲线 - 俯视



(c)响应峰值曲线

图 6　不同卫星主体结构频率条件下推力器频率响应

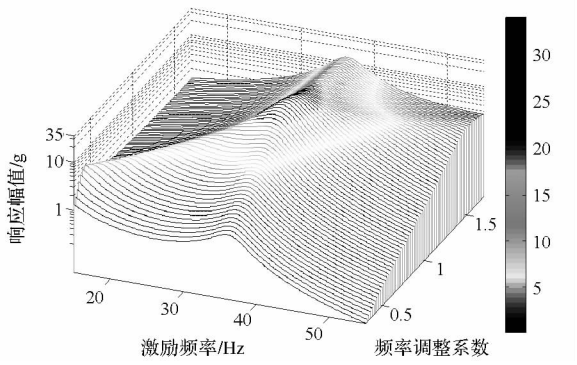
Fig. 6　Frequency responses of thruster for different spacecraft frame structure frequency

(2)推力器支架频率特性影响分析

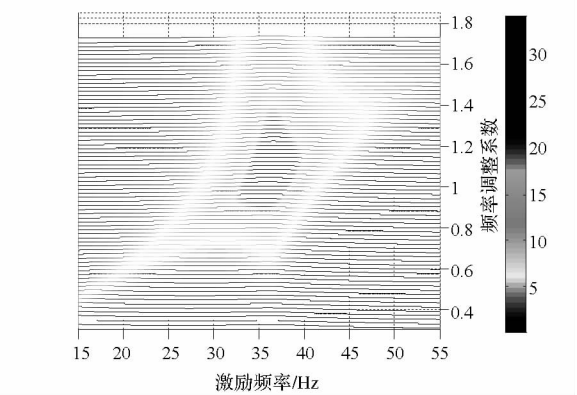
保持卫星主体结构频率参数 ω_1 不变,使推力器支架频率参数 $\omega_2=c\omega_1$,且频率调整系数 c、激

励幅值 B 和激励频率 ω 的取值在卫星主体结构频率特性讨论时相同。推力器支架结构频率调整系数与推力器响应关系见图 7。

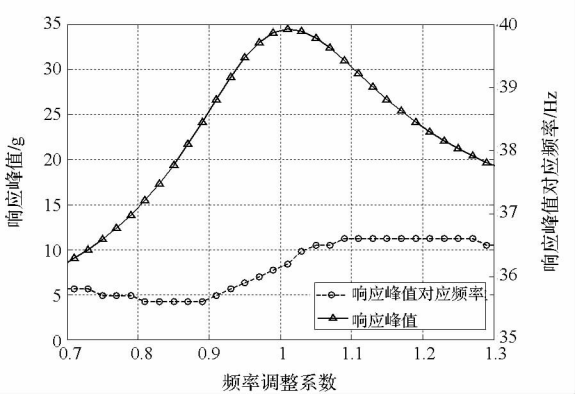
从图 7(a)和(b)不难看出:推力器频响曲线同样包含一到两个明显极值,并且响应极值所对应频率分布在两条主线上:一是推力器支架的固有频率变化曲线($\omega = 36.4$Hz 的直线),另一条是卫星主体结构频率变化曲线($\omega = 36.4c$Hz 的斜线)。图 7(c)中推力器响应峰值随频率调整系数增大而先增大后减小,在频率调整参数为 1 时取得最大值 34.48g,并且响应峰值对应频率随推力器支架频率调整系数增大而略有增大。



(a)响应曲线 – 侧视



(b)响应曲线 – 俯视



(c)响应峰值曲线

图 7　不同推力器支架频率条件下推力器频率响应

Fig. 7　Frequency responses of thruster for different thruster bracket frequency

对比图 3 和图 6 以及图 4 和图 7 可知:尽管星架系统有限元模型和集中参数模型频响计算结果在响应峰值数值方面有所差距,但是在响应峰值及其对应频率变化趋势方面具有较好的相似性;推力器响应峰值都会在特定的频率参数状态下取得最大值,并且响应峰值会伴随结构频率参数的偏离而逐渐减小。以上分析说明:集中参数模型能够较好模拟推力器支架与卫星主体结构之间的动力耦合关系,并且这种耦合关系类似于两自由度系统,推力器支架结构有可能成为卫星主体结构的动力吸振器,从而造成推力器响应放大。

2.3　其他结构参数影响分析

在频率参数影响分析基础上,进一步研究星架系统结构阻尼参数和质量参数对推力器频率响应的影响规律。为构造单变量环境,在保持星架系统其他参数不变的基础上,分别将某一结构参数 X 的取值 X_{new} 修改为原系统中取值 X_{old} 的 c 倍,即 $X_{new} = c \cdot X_{old}$。其中结构参数 X 可以为卫星主体结构阻尼参数 η_1、推力器支架结构阻尼参数 η_2、卫星主体结构质量参数 m_1 和推力器支架结构质量参数 m_2。由式(5)得到以上 4 个参数以及结构频率参数与推力器响应峰值及其敏感度[9]关系曲线(分别见图 8 和图 9)。

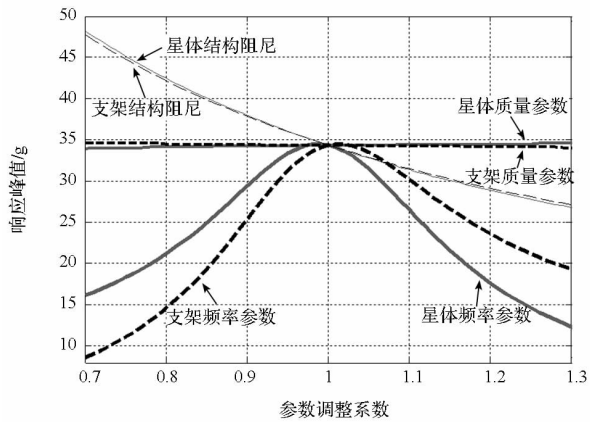


图 8　响应峰值与各参数调整系数关系曲线

Fig. 8　Response peaks related to adjustment coefficients

在变化趋势方面:图 8 中推力器响应峰值分别随卫星主体结构质量参数的增大而略有增大,随推力器结构质量参数的增大而略有减小,随两者结构阻尼参数的增大而减小,随两者频率参数的增大而先增大后减小(当参数调整系数在 1 附近取值时取得最大值)。

在变化幅度方面:图 9 中推力器响应峰值对卫星主体结构和推力器支架结构质量参数调整系数的敏感度幅值很小;响应峰值对两者结构阻尼参数的敏感度始终为负(变化区间为[– 65,

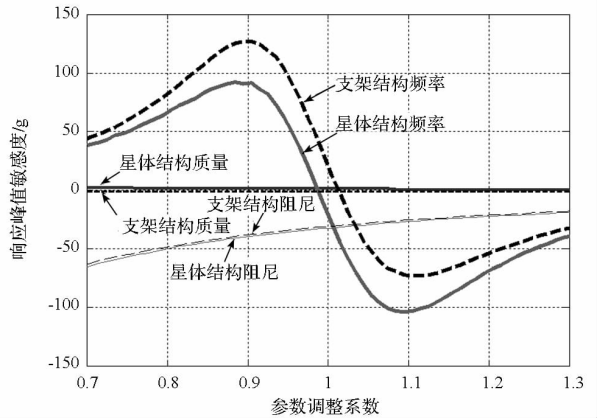


图 9 响应峰值相对各参数调整系数的敏感度曲线

Fig. 9 Response sensitivity related to adjustment coefficients

-20]),并且其绝对值随参数调整系数的增大而逐渐减小。当两者结构频率参数调整系数处于[0.7,1.0]范围时,推力器响应峰值敏感度为正,且正最大值(对卫星主体结构和推力器支架频率参数调整系数敏感度的正最大值分别为 92.12g 和 128.36g)出现在参数调整系数为 0.9 的附近;当两者结构频率参数调整系数处于[1.0,1.3]范围时,响应峰值敏感度为负,负最小值(对卫星主体结构和推力器支架结构频率参数调整系数敏感度的负最小值分别为 -102.95g 和 -74.53g)出现在参数调整系数为 1.1 附近。以上分析说明:在研究区间内,推力器支架和卫星主体结构频率参数对推力器安装位置的影响幅度明显大于两者的结构质量和阻尼参数。

以上针对参数调整系数敏感度分析实际上是对归一化处理后的系统结构参数的敏感度分析,根据线性系统的叠加原理,可进一步比例变换得到系统响应相对各结构参数的敏感度曲线。

3 总结

本文以由卫星主体结构和推力器支架组成的星架系统为研究对象,建立其有限元模型和集中参数模型,并分析了卫星主体结构和推力器支架结构质量、频率和阻尼特性对推力器频率响应的影响规律。得到如下结论:

(1)所建星架系统集中参数模型和有限元模型在推力器响应幅值随结构频率特性变化趋势方面具有较好的相似性,说明卫星主体结构和推力器支架之间的动力耦合关系具有明显的两自由度系统特点,应该从星架系统整体考虑推力器结构的减振设计方案。

(2)推力器响应峰值对卫星主体结构和推力器支架结构的质量特性和阻尼特性并不敏感,但是对其频率特性非常敏感。在卫星结构设计过程中应重点考量卫星主体结构和载荷支架结构的匹配关系以优化推力器安装位置的动力学环境。

参考文献(References)

[1] 徐超, 李瑞杰, 游少雄. 卫星飞轮支架的共固化阻尼减振设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 907 -911.
XU Chao, LI Ruijie, YOU Shaoxiong. Passive vibration control design with co-curing damping composite for a satellite flywheel bracket[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 907 -911. (in Chinese)

[2] 杨德庆, 李应典, 戴浪涛. 卫星肼瓶系统减振优化设计[J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 804 -807,827.
YANG Deqing, LI Yingdian, DAI Langtao. The optimal design of hydrazine bottle system to reduce vibration in satellite[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6):804 - 807,827. (in Chinese)

[3] 曹亮, 雷勇军, 申智春. 碳纤维支架振动抑制方法研究[J]. 上海航天, 2011,28(2): 63 -68.
CAO Liang, LEI Yongjun, SHEN Zhichun. Research of vibration suppression methods of some carbon composite bracket[J]. Aerospace Shanghai, 2011,28(2): 63 -68. (in Chinese)

[4] 李应典. 卫星次承力结构设计对振动响应的影响[J]. 上海航天, 2005,22(3): 57 -60.
LI Yingdian. Effect of vibration response by the design of the subordinate structure of satellite[J]. Aerospace Shanghai, 2005,22(3): 57 -60. (in Chinese)

[5] 李应典. 空间运载器(卫星)结构动力学分析与研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2005.
LI Yingdian. Analysis and research of structural dynamics on spacecraft (satellite)[D]. Shanghai: Shanghai jiaotong University, 2005. (in Chinese)

[6] 申智春, 梁鲁, 郑钢铁, 等. 某型卫星有效载荷支架振动抑制[J]. 宇航学报, 2006, 27(3): 503 -506.
SHEN Zhichun, LIANG Lu, ZHENG Gangtie, et al. Vibration suppression of a payload bracket in a satellite[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(3): 503 -506. (in Chinese)

[7] Narayan S S, Nair P S, Ghosal A. Dynamic interaction of rotating momentum wheels with spacecraft elements[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 315(4 -5): 970 -984.

[8] Weaver W, Timoshenko S P, Young D H. Vibration problems in engineering[M]. Re-issued. NewYork: Wiley, 1990.

[9] Ansari M, Esmailzadeh E, Jalili N. Coupled vibration and parameter sensitivity analysis of rocking-mass vibrating gyroscopes[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 327(3 -5): 564 -583.