

航天器噪声试验中结构振动响应预示方法研究¹⁾李 青²⁾ 邢立坤 柏 江 邹元杰

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要 航天器在随运载火箭发射过程中要承受严酷的噪声环境, 需通过噪声试验来检验航天器承受噪声环境并能正常工作的能力. 航天器噪声试验中结构振动的响应特性是结构强度设计应该考虑的因素之一, 更是制定器上组件随机振动试验条件的重要依据, 因此有必要在航天器研制初期对噪声载荷作用下的结构振动进行响应预示. 文章应用商用有限元分析软件 MSC.Patran 和 MSC.Nastran 建立了某型号航天器结构舱板的有限元模型, 将噪声载荷声压谱转换为脉动压力功率谱密度, 进而采用模态法分析结构在噪声载荷作用下的随机振动响应, 并将仿真预示结果与试验结果进行对比研究, 在仿真分析中考虑阻尼参数模型和流场附加质量效应等因素的影响; 通过研究表明: 采用阻尼比随频率提高而减小的经验阻尼参数模型可以较好地反映中高频响应特性、得到较为准确的总均方根响应分析结果, 进一步采用虚拟质量法考虑流场附加质量效应可以得到较为准确的功率谱密度响应分析结果. 文章提出的仿真分析方法建模简便、计算成本低, 适用于在航天器研制初期对航天器噪声试验中的结构振动进行响应预示.

关键词 噪声试验, 随机振动, 模态阻尼, 虚拟质量法, 响应预示

中图分类号: V41 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-18-337

METHOD STUDY ON RESPONSE PREDICTION OF STRUCTURAL VIBRATIONS IN SPACECRAFT ACOUSTIC TESTS¹⁾Li Qing²⁾ Xing Likun Bai Jiang Zou Yuanjie

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract Spacecraft suffer severe acoustic environments in the course of launching along with launch vehicles. Acoustic tests should be done to check up whether the spacecraft work well while suffering acoustic environments. Response properties of structural vibrations during acoustic tests for spacecraft should be considered in the structural strength design. Moreover, they are important foundations for specifying the random vibration test conditions of the spacecraft equipment mounted on the structural boards. Therefore, it is necessary to predict the structural responses due to acoustic loads in the preliminary stage of spacecraft development. In this paper, a finite element model of a spacecraft structure is built using the commercial finite element analysis software MSC.Patran and MSC.Nastran. The sound pressure level spectrum of acoustic loads is transformed to the power spectrum density of fluctuating pressure. And then, the random vibration responses of the spacecraft structure under the acoustic loads are analyzed using the modal method. The simulation results are compared with the acoustic test results. In the simulation analysis, the effects of the damping ratio model and the fluid added mass are studied. The research shows that: using an empirical damping ratio model that the damping ratio decreases

2018-10-16 收稿, 2019-01-23 录用, 2019-01-24 网络版发表.

1) 国家重大科技专项工程资助.

2) 李青, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器总体设计与仿真、力学分析与环境试验研究. E-mail: lqcast@163.com

引用格式: 李青, 邢立坤, 柏江, 邹元杰. 航天器噪声试验中结构振动响应预示方法研究. 力学学报, 2019, 51(2): 569-576

Li Qing, Xing Likun, Bai Jiang, Zou Yuanjie. Method study on response prediction of structural vibrations in spacecraft acoustic tests. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(2): 569-576

with the rising of the frequency can do a better response prediction for the medium-high frequency properties as well as for the total root mean square results; further using the virtual mass method to consider the fluid added mass effect can do a better response prediction for the power spectrum density results. The proposed simulation method in the article is convenient for modeling and efficient for computation, which is appropriate for the response prediction of structural vibrations in spacecraft acoustic tests in the preliminary stage of spacecraft development.

Key words acoustic tests, random vibrations, modal damping, virtual mass method, response prediction

引 言

在大气层内高速运行的物体都会受到气动效应的影响,如高速列车^[1-2]、高速飞行器^[3]等。航天器受到的噪声载荷主要来自于运载火箭发动机的喷气噪声和大气层内飞行的气动噪声^[4],它对航天器结构产生随机振动激励,其频率范围大致为20~2000 Hz^[5]。噪声载荷是航天器结构强度设计的输入条件之一,应根据其产生的结构应力分布开展强度裕度分析;同时,噪声载荷作用下航天器结构振动响应对结构舱板上安装的航天器组件产生随机振动激励,需根据响应情况制定组件随机振动试验条件并作为组件开展抗力学设计和力学环境试验的输入条件之一^[6]。因此,在航天器研制初期对噪声载荷作用下航天器结构振动进行响应预示具有重要的工程意义。

前人在噪声载荷作用下结构振动响应预示方面做了一些研究工作。文献[7-8]采用半解析的方法分别给出了薄壁板结构和薄壁柱壳结构在噪声载荷作用下的随机振动响应谱估算公式。对于一般构型的结构,业界普遍采用数值仿真分析方法,主要分为有限元分析(FEA)方法和统计能量分析(SEA)方法两种^[9]。前者理论上可以计算出结构任意一点的响应并获得响应分布情况,但随着分析频率的提高,网格密度的增加和结构中不确定性因素影响的增加会大幅提高计算成本并降低分析精度^[10],因此不适用于高频段振动响应预示;后者在高频段振动响应预示方面具有理论优势,在面对结构的连接方式、制造工艺等不确定性因素时,不需要复杂精确的模型就可以高效地计算出振动响应的统计平均结果^[11-14],但也正因如此,不能给出具体位置的响应和响应分布情况,并且中低频段计算精度较差^[15]。文献[16]采用MSC.Nastran对某飞行器进行了自由-自由状态下的模态分析和气动噪声作用下的随机振动响应分析,并且与模态试验和噪声试验结果作了比较,验证了使用三维有限元模型进行振动环境预示方法

的有效性,但在其方法中没有研究模态阻尼参数和流固耦合作用的影响。文献[17]应用AutoSEA2统计能量分析软件对某喷流噪声产生的结构振动进行计算分析,并与试验结果作比较,发现预示结果与试验结果在趋势上大致相当,预示结果高于试验结果,尤其低频段相差较大。文献[18]采用VA One软件提供的混合有限元-统计能量分析(FE-SEA)方法建立整星级和系统级航天器(整流罩-卫星-仪器舱-适配器组合体)的混合预示模型,将预示结果与噪声试验数据进行对比,验证了预示方法和模型的有效性。FE-SEA方法是目前研究结构声振力学响应问题的热门方法,它集合了有限元分析和统计能量分析的优点,理论上为结构的宽频振动响应分析提供了一种有效手段^[19-22],但在有限元子系统和统计能量子系统的划分问题上没有确定的方法,且划分方法不同对分析结果影响很大^[23]。在实际应用中,一般将航天器结构建成有限元子系统、声场建成统计能量子系统,建立结构与声场双向能量流动的耦合界面,这种方法既保留了航天器结构响应细节又大幅缩减了声场的计算量,实质上是一种考虑流固耦合作用^[24]的方法,对航天器结构模型本身面对的高频段计算成本和精度问题并无改善;如果将航天器结构局部或全部建成统计能量子系统,将丢失结构响应细节,则势必会与结构强度设计和组件力学环境条件设计的工程需求产生矛盾;另外,受到软件工具的限制,将航天器结构有限元模型转换为FE-SEA混合模型的过程繁琐、工作量较大。由于上述原因,FE-SEA方法在航天器研制初期的应用并不广泛。

从机理上讲,噪声载荷作用下航天器结构振动响应预示的难点在于如何选取阻尼参数模型和考虑流固耦合作用,对高于2000 Hz频段的响应预示意义一般不大;从需求上讲,航天器结构关键部位的响应细节是研究的主要对象,必须采用有限元分析方法建模。本工作基于有限元分析方法开展研究,采

用 MSC.Patran/Nastran 有限元软件建立某型号航天器结构舱板有限元分析模型, 将噪声试验条件的声压谱转换为脉动压力功率谱密度并施加在该结构舱板上, 计算了一些关键部位的随机振动响应, 并将计算结果与噪声试验结果进行了对比和分析, 研究了阻尼参数模型和流场附加质量效应等因素的影响, 以期航天器噪声试验中结构振动响应预示方法的选用提供参考。

1 有限元分析模型

某型号航天器由多个结构舱段组成, 首先采用 MSC.Patran 建立航天器结构的几何模型, 然后进行有限元网格划分, 主要采用板壳单元和梁单元建模, 对于大型组件按其设计状态建成有限元模型、对于小型组件采用集中质量元或非结构质量来模拟, 整个有限元模型共有 322 604 个单元、337 703 个结点。为了减少计算量、便于开展研究, 仅针对其中的一块结构舱板进行分析, 如图 1 所示, 图中 Node 153 334 和 Node 151 624 为关注的两个响应输出点 (以下简称为响应点 1 和响应点 2), 该舱板与其他舱板的连接边界均处理为固支。

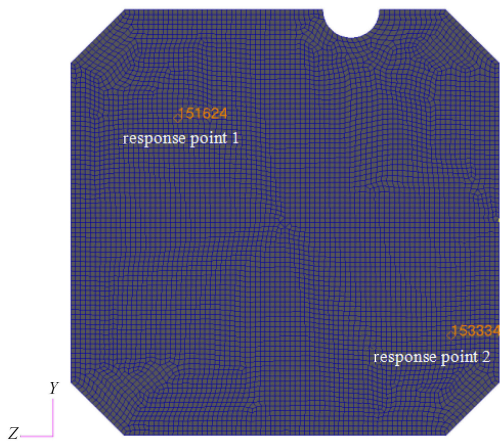


图 1 航天器结构舱板有限元模型

Fig. 1 Finite element model for a spacecraft structure board

采用 MSC.Nastran 分析程序的模态法 (SOL 111) 进行频率响应计算, 再采用 MSC.Patran 的 Random 后处理模块实现随机振动响应计算, 计算频率范围为 20~2000 Hz, 步长为 4 Hz, 与噪声试验数据的频率范围和步长保持一致。

2 噪声载荷

噪声试验条件按声压谱形式给出, 如表 1 所示。

表 1 噪声试验条件

Table 1 Acoustic test conditions

Octave center frequency/ Hz	Sound pressure level/ dB	Test tolerance/ dB
31.5	128	±5.0
63	132	±5.0
125	135	±3.0
250	138	±3.0
500	137	±3.0
1000	136	±3.0
2000	134	±3.0
4000	132	±5.0
8000	130	±5.0
total sound pressure level	144	±1.5

Note: 0 dB reference pressure is 2.0×10^{-5} Pa.

为了能采用 MSC.Patran/Nastran 进行噪声激励下的随机振动响应分析, 就必须将声压谱转换为脉动压力功率谱密度, 转换公式如下

$$\varphi(f_c) = \frac{P_0^2}{\Delta f_c} 10^{0.1L_p} \quad (1)$$

式中, f_c 为倍频程带中心频率, $P_0 = 2.0 \times 10^{-5}$ Pa, Δf_c 为倍频程带的带宽, L_p 为倍频程带声压级。

利用转换式 (1) 将噪声试验条件声压谱的标称值转换为脉动压力功率谱密度曲线, 如图 2 所示。将其施加在整个结构舱板的表面, 计算得到各响应输出点的加速度功率谱密度曲线。

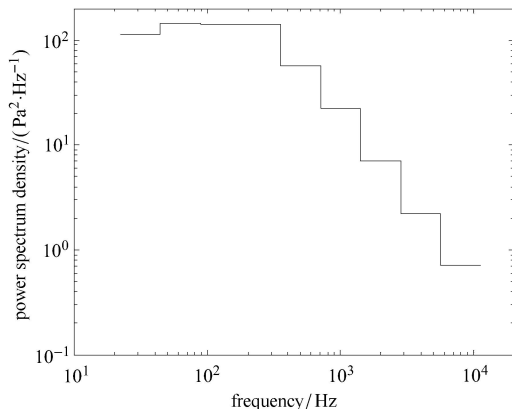


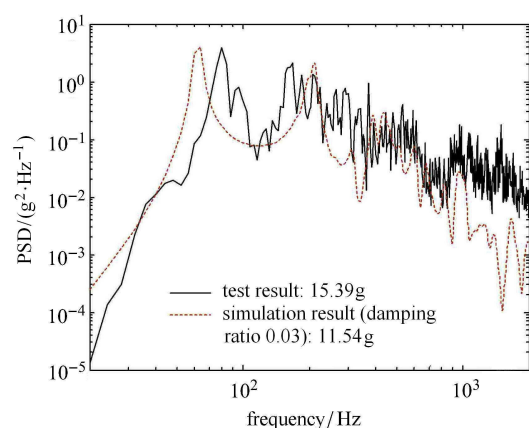
图 2 脉动压力功率谱密度曲线

Fig. 2 Power spectrum density of pulsating pressure

3 阻尼参数模型

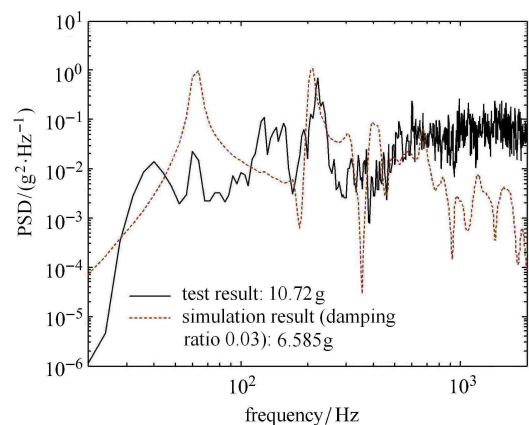
在没有模态试验数据的情况下, 频率响应分析中的模态阻尼比一般取常值 0.03。采用该常值阻尼比计算了响应输出点的加速度功率谱密度曲线, 并

与试验结果进行对比,如图3所示(图中 g 为重力加速度,本文依照行业习惯用作单位).可见,仿真结果在中高频段明显低于试验结果,并且仿真得到的总均方根加速度也明显低于试验结果.



(a) 响应点 1

(a) Response point 1



(b) 响应点 2

(b) Response point 2

图3 仿真结果(阻尼比取0.03)与试验结果对比

Fig. 3 Comparison between simulation results (damping ratio 0.03) and test results

一般来说,结构阻尼会随着振幅的增大而增大^[25-26].而在航天器结构振动中,振幅一般随着振动频率的提高而减小.因此,采用一个随频率提高而减小的阻尼参数模型是合理的.根据对大量不同型号航天器噪声试验数据的统计分析结果,对于航天器结构的随机振动响应预示建立如图4所示的阻尼参数模型,称为经验阻尼参数模型.

采用该经验阻尼参数模型,重新计算了响应输出点的加速度功率谱密度曲线,并与试验结果进行对比,如图5所示.可见,中高频段的响应曲线符合

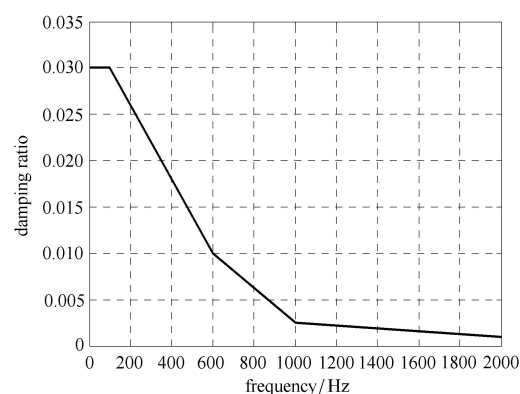
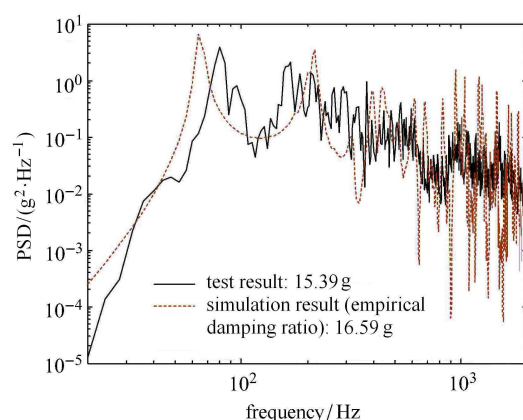


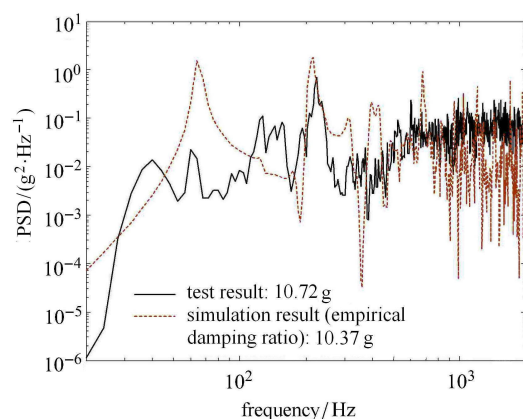
图4 经验阻尼参数模型

Fig. 4 Empirical damping ratio model



(a) 响应点 1

(a) Response point 1



(b) 响应点 2

(b) Response point 2

图5 仿真结果(使用经验阻尼参数模型)与试验结果对比

Fig. 5 Comparison between simulation results (using empirical damping ratio model) and test results

情况得到明显改善,并且仿真得到的总均方根加速度也与试验结果比较一致,但加速度功率谱密度峰

值的预示结果比试验结果高。

4 流场附加质量效应

在上一节的分析中, 完全没有考虑流固耦合作用. 本节先从理论上推导流固耦合动力学方程, 然后介绍在仿真分析中考虑流固耦合作用的应用方法。

假设流体为无黏、可压缩和小扰动的, 固体则考虑为线弹性的, 对流固耦合系统的基本方程和边界条件采用加权余量的迦辽金提法, 可得到位移-压力格式的有限元方程为^[27]

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_s & 0 \\ -\mathbf{Q}^T & \mathbf{M}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_s \\ \ddot{\mathbf{p}}_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_s & \frac{1}{\rho_f} \mathbf{Q} \\ 0 & \mathbf{K}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_s \\ \mathbf{p}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_s \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{u}_s$ 为固体单元结点位移向量, $\mathbf{p}_f$ 为流体单元结点压力向量, $\mathbf{M}_s$ 和 $\mathbf{K}_s$ 分别为固体的质量矩阵和刚度矩阵, $\mathbf{M}_f$ 和 $\mathbf{K}_f$ 分别为流体的质量矩阵和刚度矩阵, $\mathbf{Q}$ 为耦合矩阵, ρ_f 为流体质量密度, $\mathbf{F}_s$ 为固体外载荷向量. $\mathbf{M}_f$ 通常由两部分组成, 即

$$\mathbf{M}_f = \mathbf{M}_{fV} + \mathbf{M}_{fS} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{M}_{fV}$ 为流体可压缩性引起的质量矩阵, $\mathbf{M}_{fS}$ 为流体自由表面波动引起的质量矩阵。

对于噪声试验所用的混响声场而言, 可以假定流体是不可压缩的, 同时又不考虑流体自由表面波动的影响, 则方程 (2) 中的 $\mathbf{M}_f$ 项为零, 从而可消去流体结点自由度, 得到解耦的方程为

$$(\mathbf{M}_s + \mathbf{M}_s^f) \ddot{\mathbf{u}}_s + \mathbf{K}_s \mathbf{u}_s = \mathbf{F}_s \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{M}_s^f = \frac{1}{\rho_f} \mathbf{Q} \mathbf{K}_f^{-1} \mathbf{Q}^T \quad (5)$$

式 (5) 代表流体对固体的作用, 称为附加质量矩阵. 这时流固耦合问题退化为考虑流体附加质量效应的结构动力学问题。

基于上述附加质量理论, MSC.Nastran 采用边界元法得到附加质量矩阵, 并称之为虚拟质量法 (virtual mass method). 下面对虚拟质量法的理论做一个简要介绍^[28].

对于不可压缩、忽略自由表面波动的非黏性流体, 流体力学的基本方程可以简化为 Laplace 方程. 用 Helmholtz 边界积分法求解 Laplace 方程, 可得到流场边界上任意一点 $\mathbf{r}_i$ 处的速度向量和压力向量分别为

$$\dot{\mathbf{u}}_i = \sum_j \int_{A_j} \frac{\sigma_j \mathbf{e}_{ij}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j|^2} dA_j \quad (6)$$

$$\mathbf{p}_i = \sum_j \int_{A_j} \frac{\rho \dot{\sigma}_j \mathbf{e}_{ij}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j|} dA_j \quad (7)$$

式中, σ_j 为流场在点 $\mathbf{r}_j$ 处面元 A_j 上的流体通量, $\mathbf{e}_{ij}$ 为从点 j 到点 i 的单位向量. 将式 (6) 和式 (7) 在结构有限元表面进行积分, 得到

$$\dot{\mathbf{u}} = \boldsymbol{\chi} \boldsymbol{\sigma} \quad (8)$$

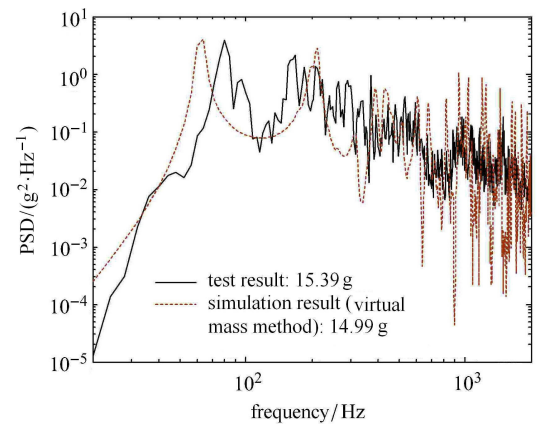
$$\mathbf{F} = \boldsymbol{\Lambda} \dot{\boldsymbol{\sigma}} \quad (9)$$

式中, 矩阵 $\boldsymbol{\chi}$ 和 $\boldsymbol{\Lambda}$ 为积分系数矩阵, $\mathbf{F}$ 为流体作用在结构上的结点力. 联立式 (8) 和式 (9), 得到虚拟质量法的附加质量矩阵为

$$\mathbf{M}_s^{vf} = \mathbf{F} \ddot{\mathbf{u}}^{-1} = \boldsymbol{\Lambda} \boldsymbol{\chi}^{-1} \quad (10)$$

虚拟质量法避免了流体单元网格的划分, 大大简化了建模过程, 有利于工程应用. 该方法已成功用于充液容器液固耦合振动特性的仿真^[29], 本节将其用于噪声环境下结构振动特性的仿真。

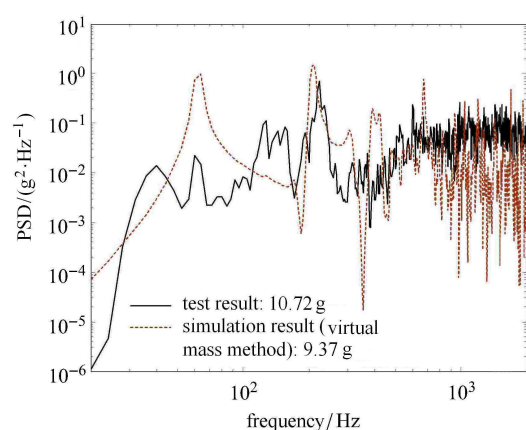
在上节经验阻尼参数模型的基础上, 再采用虚拟质量法考虑流场附加质量效应, 流体密度取为 1.293 kg/m^3 , 重新计算响应输出点的加速度功率谱密度曲线, 并与试验结果进行对比, 如图 6 所示. 可见, 考虑流场附加质量效应后, 加速度功率谱密度的预示值有所降低, 且与试验结果更为接近。



(a) 响应点 1

(a) Response point 1

图 6 仿真结果 (虚拟质量法) 与试验结果对比
Fig. 6 Comparison between simulation results (virtual mass method) and test results



(b) 响应点 2

(b) Response point 2

图 6 仿真结果(虚拟质量法)与试验结果对比(续)

Fig. 6 Comparison between simulation results (virtual mass method) and test results (continued)

5 误差分析

为展示响应预示的效果,本文仿真所建立的有限元分析模型并未经过模态试验等数据的修正,毕竟在航天器研制初期这些数据是无法获得的.因此,加速度功率谱密度响应峰频率的预示结果与试验结果存在差异,但这并不影响响应曲线趋势和总均方根值达到较好的一致.将上述仿真结果中的若干关键参数与试验结果的对比分析情况汇总于表 2.可见,采用经验阻尼模型后总均方根加速度响应的仿真结果与试验结果的相对误差明显减小;响应点 2 的总均方根加速度响应的仿真结果普遍小于试验结果,这是因为该点离边界较近,受到固支边界条件的仿真假定影响较大,仿真结果与试验结果的相对误差也较大.另外,不论采用常值阻尼比 0.03 还是采用经验阻尼参数模型,功率谱密度峰值响应的仿真结果普遍大于试验结果,这是因为所用的模态阻尼无

表 2 仿真结果与试验结果的误差分析

Table 2 Error analysis between simulation results and test results

		Simulation results	Test results	Relative error/dB
response point 1	total root mean square acceleration/g	damping ratio 0.03	11.54	15.390
		empirical damping ratio	16.59	15.390
		empirical damping ratio & virtual mass method	14.99	15.390
	peak value of power spectrum density/(g ² · Hz ⁻¹)	damping ratio 0.03	4.077	3.890
		empirical damping ratio	6.546	3.890
		empirical damping ratio & virtual mass method	4.077	3.890
response point 2	total root mean square acceleration/g	damping ratio 0.03	6.585	10.72
		empirical damping ratio	10.37	10.72
		empirical damping ratio & virtual mass method	9.370	10.72
	peak value of power spectrum density/(g ² · Hz ⁻¹)	damping ratio 0.03	1.072	0.709 2
		empirical damping ratio	1.811	0.709 2
		empirical damping ratio & virtual mass method	1.508	0.7092

法反映结构发生模态谐振时随振幅增大阻尼增大的非线性现象.采用虚拟质量法考虑流场附加质量效应后,功率谱密度峰值响应的仿真结果有所下降,仿真结果与试验结果的相对误差有所降低.

6 结 论

本文基于 MSC.Patran/Nastran 软件,建立了噪声

载荷作用下航天器结构振动的有限元分析模型,从机理上研究了阻尼参数模型和流场附加质量效应对仿真结果的影响,通过将仿真分析结果与噪声试验结果相比对的方法开展了误差分析和评估.研究表明:采用随频率升高阻尼比降低的经验阻尼参数模型可以较好地反映中高频响应特性、得到较为准确的总均方根响应分析结果,进一步采用虚拟质量法考虑流场附加质量效应可以得到较为准确的功率谱

密度响应分析结果. 文章所提出的仿真分析方法工程适用性强, 可用于在航天器研制初期开展噪声环境响应预示, 并为结构强度设计和器上组件随机振动试验条件制定提供支持和参考.

参 考 文 献

- 王英学, 高波, 任文强. 高速铁路隧道缓冲结构气动载荷与结构应力特性分析. 力学学报, 2017, 49(1): 48-54 (Wang Yingxue, Gao Bo, Ren Wenqiang. Aerodynamic load and structure stress analysis on hood of high-speed railway tunnel. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(1): 48-54 (in Chinese))
- 安翼, 莫晃锐, 刘青泉. 高速列车头型长细比对气动噪声的影响. 力学学报, 2017, 49(5): 985-996 (An Yi, Mo Huangrui, Liu Qingquan. Study on the influence of the nose slenderness ratio of high-speed train on the aerodynamic noise. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(5): 985-996 (in Chinese))
- 张子健, 刘云峰, 姜宗林. 振动激发对高超声速气动力/热影响. 力学学报, 2017, 49(3): 616-626 (Zhang Zijian, Liu Yunfeng, Jiang Zonglin. Effect of vibration excitation on hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(3): 616-626 (in Chinese))
- 彭成荣. 航天器总体设计. 北京: 中国科学技术出版社, 2011 (Peng Chengrong. System Design for Spacecraft. Beijing: China Science and Technology Press, 2011 (in Chinese))
- 李青, 任德鹏, 王闯等. 月球探测器力学环境研究及试验条件制定. 航天器工程, 2018, 27(1): 137-142 (Li Qing, Ren Depeng, Wang Chuang, et al. Study on mechanical environment and test condition design for lunar probes. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(1): 137-142 (in Chinese))
- 马兴瑞, 韩增尧, 邹元杰等. 航天器力学环境分析与条件设计研究进展. 宇航学报, 2012, 33(1): 1-12 (Ma Xingrui, Han Zengyao, Zou Yuanjie, et al. Review and assessment of spacecraft mechanical environment analysis and specification determination. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(1): 1-12 (in Chinese))
- 曹茂国, 李琳. 薄壁板结构声激励载荷作用下的响应谱估算方法. 航空动力学报, 2000, 15(3): 295-297 (Cao Maoguo, Li Lin. Estimation of response power spectrum of panel structure under acoustic loads. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(3): 295-297 (in Chinese))
- 曹茂国, 李琳. 噪声载荷作用下薄壁柱壳结构的随机振动响应的估算方法. 航空动力学报, 2003, 18(3): 402-406 (Cao Maoguo, Li Lin. The estimation of random vibration response to cylindrical shell excited noise. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(3): 402-406 (in Chinese))
- 王亮, 商霖, 牛智玲等. 基于 NASTRAN 导弹仪器舱噪声环境预示研究. 导弹与航天运载技术, 2013, 2: 13-15 (Wang Liang, Shang Lin, Niu Zhiling, et al. Study on noise environment prediction of missile instrument bay base on NASTRAN. *Missiles and Space Vehicles*, 2013, 2: 13-15 (in Chinese))
- 马兴瑞, 于登云, 韩增尧等. 星箭力学环境分析与试验技术研究进展. 宇航学报, 2006, 27(3): 323-331 (Ma Xingrui, Yu Dengyun, Han Zengyao, et al. Research evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis & test technology. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(3): 323-331 (in Chinese))
- Fahy F. Statistical energy analysis: A critical overview. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 1994, 346: 431-447
- Lyon R. Statistical energy analysis and structural fuzzy. *Journal of the Acoustical Society of America*, 1998, 97(5): 2878-2881
- Huang HJ. Predication and validation of high frequency vibration responses of NASA MARS Pathfinder spacecraft due to acoustic launch load using statistical energy analysis. NASA2001-3585, 2001
- Tengler N. AutoSEA comparisons with booster acoustic test results. The 2002 S/C & L/V Dynamic Environment Workshop, El Segundo USA, 2002
- 刘小平. 用统计能量法预示导弹仪器舱的动力学环境. 导弹与航天运载技术, 2000, 4: 52-56 (Liu Xiaoping. Predicting the dynamic environment of missile instrument bay with the statistical energy analysis method. *Missiles and Space Vehicles*, 2000, 4: 52-56 (in Chinese))
- 杜骊刚. 飞行器在气动噪声作用下的振动环境预示方法. 装备环境工程, 2008, 5(6): 65-67 (Du Ligang. Vibration environment prediction method for spacecraft under pneumatic noise condition. *Equipment Environmental Engineering*, 2008, 5(6): 65-67 (in Chinese))
- 房桂祥. 喷流噪声引起的结构振动环境预示研究. 强度与环境, 2006, 33(3): 7-10 (Fang Guixiang. Foreshowing study of the vibration environment caused by engine jet noise. *Structure & Environment Engineering*, 2006, 33(3): 7-10 (in Chinese))
- 朱卫红, 韩增尧, 邹元杰等. 航天器声振力学环境预示与验证. 宇航学报, 2016, 37(9): 1142-1149 (Zhu Weihong, Han Zengyao, Zou Yuanjie, et al. Prediction and validation of vibro-acoustic mechanical environment of large complex spacecraft. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(9): 1142-1149 (in Chinese))
- Shorter PJ, Langley RS. Vibro-acoustic analysis of complex systems. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 288(3): 669-699
- Langley RS. On the diffuse field reciprocity relationship and vibrational energy variance in a random subsystem at high frequencies. *Journal of the Acoustical Society of America*, 2007, 121(2): 913-921
- Cotoni V, Langley RS, Shorter PJ. A statistical energy analysis subsystem formulation using finite element and periodic structure theory. *Journal of Sound and Vibration*, 2008, 318: 1077-1108
- 张瑾, 邹元杰, 韩增尧. 声振力学环境预示的 FE-SEA 混合方法研究. 强度与环境, 2010, 37(3): 14-20 (Zhang Jin, Zou Yuanjie, Han Zengyao. Research on FE-SEA hybrid method for vibroacoustic prediction in dynamic environment. *Structure & Environment Engineering*, 2010, 37(3): 14-20 (in Chinese))
- 罗研朝, 王闯, 张焱. 基于 FE-SEA 方法的航天器含支架组件噪声分析. 航天器环境工程, 2014, 31(3): 262-266 (Luo Yanzhao, Wang Chuang, Zhang He. Acoustic response prediction for a spacecraft unit with bracket based on FE-SEA method. *Spacecraft Environment Engineering*, 2014, 31(3): 262-266 (in Chinese))
- 张立翔. 流体结构互动理论及其应用. 北京: 科学出版社, 2004

- (Zhang Lixiang. The Structure Iteration Theory and its Application. Beijing: Science Press, 2004 (in Chinese))
- 25 杨志勇, 李桂青, 瞿伟廉. 结构阻尼的发展及其研究近况. 武汉工业大学学报, 2000, 22(3): 38-41 (Yang Zhiyong, Li Guiqing, Qu Weilian. The research history and recent development of structural damping. *Journal of Wuhan University of Technology*, 2000, 22(3): 38-41 (in Chinese))
- 26 Aquino RER, Tamura Y. Structural damping estimation using a simple equation based on the equivalent viscous damping concept. *Procedia Engineering*, 2017, 199: 495-500
- 27 王勖成. 有限单元法. 北京: 清华大学出版社, 2003 (Wang Xucheng. Finite Element Method. Beijing: Tsinghua University Press, 2003 (in Chinese))
- 28 MSC.Nastran Advanced Dynamic Analysis User's Guide. Santa Ana. CA 92707 USA: MSC.Software Corporation, 2004
- 29 李青, 韩增尧, 马兴瑞. 航天器贮箱液固耦合振动特性的仿真与试验研究. 宇航学报, 2014, 35(11): 1233-1237 (Li Qing, Hang Zengyao, Ma Xingrui. Simulation and experimental research on fluid-structure-interaction dynamics of tank in spacecrafts. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(11): 1233-1237 (in Chinese))