大型空间可展开结构热致振动研究

胡甜赐^{1,2},陈素芳^{2,3},吴 松⁴,姜 东^{2,5},费庆国^{1,2}

(1.东南大学机械工程学院,江苏南京211189;2.东南大学空天机械动力学研究所,江苏南京211189;

3.东南大学成贤学院,江苏南京210088;4.上海宇航系统工程研究所,上海201109;

5. 南京林业大学机械电子工程学院,江苏南京210037)

摘 要:搭載高精度光学载荷的空间飞行器在进出地球阴影区时,飞行器上处于展开状态的太阳帆板因刷烈的温度变化会诱发振动问题。本文采用有限元法,首先对太阳帆板进行在轨进出阴影区瞬态温度求解;然后基于 卫星-太阳帆板整体动力学模型,将时变温度场等效为时变热载荷加载到整星系统上,对整星系统的热致振动动力 学响应进行了数值模拟。结果表明:处于地球同步轨道的卫星-帆板在进出阴影区时,太阳帆板的温度变化较大,温 差最高达到200℃;时变热载荷导致帆板结构和卫星姿态发生明显的振动响应。该方法可以合理地预测大型空间 可展开系统热扰动响应。

关键词:大型空间结构;热扰动;有限元法;时变热载荷;动力学响应 中图分类号:V 414 文献标志码:A **DOI**: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2021.01.004

Thermally Induced Vibration Study for Large-Scale Deployable Spatial Structures

HU Tianci^{1,2}, CHEN Sufang^{2,3}, WU Song⁴, JIANG Dong^{2,5}, FEI Qingguo^{1,2}

(1.School of Mechanical Engineering, Southeast University, Nanjing 211189, Jiangsu, China;

2.Institute of Aerospace Machinery and Dynamics, Southeast University, Nanjing 211189, Jiangsu, China;

3. Chengxian College, Southeast University, Nanjing 210088, Jiangsu, China;

4. Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China;

5.College of Mechanical and Electronic Engineering, Nanjing Forest University, Nanjing 210037, Jiangsu, China)

Abstract: A vibration problem will be induced by the intense temperature change of the solar panel in unfurled state on the spacecraft when it carries high precision optical load, entering and leaving the shadow region of the earth. The finite element method is employed to deal with this issue. First, the transient temperature of the solar panel in and out of the Earth's shadow region is solved. Second, the time-varying temperature field is equivalent to the time-varying thermal load on the whole satellite system based on the satellite-solar dynamics model, and the thermal-induced vibration dynamic response of the whole star system is numerically simulated. The results show that the temperature of the solar panel changes greatly when the satellite-panel enters and leaves the shadow area, and the temperature difference reaches up to 200 $^{\circ}$. The time-varying thermal load results in obvious vibration response of the panel structure and satellite attitude. The proposed method could be used to reasonably predict the thermal induced response of a large-scale deployable system.

Key words: large-scale spatial structures; thermal induced vibrations; finite element method; time-varying thermal load; dynamic response

0 引言随着航天技术的不断发展,大型太阳帆板结构

广泛存在于各类航天飞行器中,为航天飞行器的正 常运行提供能源。当航天器在轨运行时,会周期性

收稿日期:2020-09-06;修回日期:2020-10-23

基金项目:上海航天科技创新基金资助项目(SAST2018024)

作者简介:胡甜赐(1996-),男,硕士生,主要研究方向为空天机械动力学。

通信作者:费庆国(1977一),男,博士,教授,主要研究方向为空天机械动力学。

地进出地球阴影区,导致帆板受到瞬态热流作用^[1-2]。在此过程中,太阳帆板会产生剧烈的温度变化,从而产生较大的热变形,导致太阳帆板结构损坏,影响航天器的姿态稳定性、工作精度的可靠性^[3-4]。目前,已经有许多航天器大型结构附件发生 热扰动现象而导致了一系列航天事故,如哈勃太空 望远镜(Hubble Space Telescope, HST)^[5]、地球物 理观测卫星-4型(Orbital Geophysical Observatory-IV, OGO-IV)^[6]以及Ulysses航天器^[7]等,造成了大 量的经济损失。因此,研究搭载有大型太阳帆板结 构的飞行器在轨运行时的热致振动现象,对于卫星 的热设计具有十分重要的参考意义。

研究人员对于航天器上太阳帆板和其他附件的 热分析和热结构响应进行了大量的研究。最开始热致 振动的研究对象大多为简单的梁和板结构,BOLET^[8] 最先提出热致振动的概念。THORNTON等^[3]采用 非耦合的方法对受到外部热流冲击的太阳能板的 瞬态响应进行了分析计算,并将热致振动分为热弯 曲、热致断裂、热致振动和热颤振4类。FOSTER等^[5] 通过对比哈勃太空望远镜太阳能电池阵列的飞行 数据和计算机模拟结果,指出扰动的来源是太阳帆 板的热变形。LI等^[9]通过使用有限元方法来分析大 型空间薄壁结构热冲击载荷作用下的非线性振动, 在他们的研究中,考虑了结构变形和太阳辐射入射 角之间的耦合效应,验证了热诱发振动的必要条 件,并建立了热颤振判定准则。随着热致振动研究 的深入,研究对象也从简单的梁和板结构转为更为 复杂的复合材料太阳能板。LI等^[10]分析了石墨环 氧材料的帆板和不锈钢帆板之间的热致振动的区 别,并对整个太阳电池阵列系统的温度分布进行了 预测,为后续卫星的热设计提供理论支撑。LIU等^[11] 建立了柔性太阳能板的高精度动力学模型,并设计 了一种能够实现航天器姿态控制和抑制柔性太阳 能板振动的混合控制方案。文献[12-16]基于绝对 节点坐标方法,发展了用于耦合热-结构动力学分析 的基本单元,研究大转动、大变形结构在空间热辐 射载荷作用下的动力学响应。

基于上述研究基础,本文以卫星-太阳帆板整体 模型为研究对象,通过有限元法,详细分析了太阳 帆板进出阴影区时温度变化规律,并将时变温度场 等效为时变热载荷加载到整星系统,进行动力学时 变响应数值模拟。

1 理论基础

1.1 太阳帆板温度场分析的有限元方法 太阳帆板的瞬态温度场微分方程为

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \rho c \frac{\partial T}{\partial t} + Q_{\rm in} = 0$$
(1)

式中: ρ 为材料密度;c为比热容;T为温度; k_x,k_y,k_z 为材料在x,y,z三个方向的热传导系数; Q_m 为内部 产热率,对于太阳帆板, $Q_m = 0$ 。

在太空中,太阳帆板受到太阳热流q的作用,若 太阳帆板表面的吸收率和发射率分别为 α 、 ε ,则吸 收的热量为 α q,同时向外通过辐射散热,太空的环 境温度为 T_s ,则太阳帆板向外辐射热量为 σ ϵ (T^4 - T_s^4), σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数,因此,辐射边界条 件为

$$-\left(k_x\frac{\partial T}{\partial x}n_x+k_y\frac{\partial T}{\partial y}n_y+k_z\frac{\partial T}{\partial z}n_z\right)=\sigma\varepsilon(T^4-T^4_\infty)-\alpha q$$
(2)

式中:nx、ny、nz为表面外法线方向余弦。

初始条件如下:

$$T(x, y, z, t=0) = T_0 \tag{3}$$

通过将卫星的结构离散成多个单元,再将每个 单元的有限元方程组装起来,即可得到整个结构的 温度场有限元方程:

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} \left\{ \frac{\partial T}{\partial t} \right\} + \left(\begin{bmatrix} K_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_r \end{bmatrix} \right) \left\{ T(t) \right\} = \{ Q \} \quad (4)$$

式中:[C]、 $[K_c]$ 、 $[K_r]$ 、 $\{Q\}$ 和 $\{T(t)\}$ 分别为组装后整体的热容矩阵、热传导矩阵、热辐射矩阵、热流载荷向量和节点温度向量。

对式(4)进行时域差分离散:

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} \frac{\left\{ T(t) \right\}_{t} - \left\{ T(t) \right\}_{t-\Delta t}}{\Delta t} + \left(\begin{bmatrix} K_{c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{r} \end{bmatrix} \right) \left\{ T(t)_{t} \right\} = \left(Q_{t} \right)$$
(5)

由此可以得到在*t*时刻,太阳帆板的温度场的 表达式为

$$\left(\frac{\begin{bmatrix} C \end{bmatrix}}{\Delta t} + \begin{bmatrix} K_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_r \end{bmatrix} \right) \left\{ T(t) \right\}_t = \left(\mathbf{Q}_t \right) + \frac{\begin{bmatrix} C \end{bmatrix}}{\Delta t} \left\{ T(t) \right\}_{t-\Delta t} \tag{6}$$

1.2 热致振动有限元方程

将卫星的结构离散成多个单元,在*i*个单元节 点上的位移可以表示为[$u_i v_i w_i$]^T,在单元内的任意 一点 a(x,y,z)的位移[u v w]^T可以通过插值来 表示:

$$\begin{cases} u = \sum_{i=1}^{r} \widetilde{N}_{i}(x, y, z) u_{i} \\ v = \sum_{i=1}^{r} \widetilde{N}_{i}(x, y, z) v_{i} \\ w = \sum_{i=1}^{r} \widetilde{N}_{i}(x, y, z) w_{i} \end{cases}$$
(7)

式中: $\widetilde{N}_i(x, y, z)$ 为插值函数;r为单元的节点数量。 将式(7)改写成矩阵形式,则单元任意一点在t时刻 的位移 $\{\delta\}_i$ 可通过单元节点位移表示为

$$\{\boldsymbol{\delta}\}_{t} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{N} \end{bmatrix} \{\boldsymbol{\delta}\}_{t}^{e}$$
(8)

式中:[N]为插值函数矩阵;e为插值的单元编号;

温度变化会导致单元产生相应的应变 $\{\epsilon_0\}, \{\epsilon_0\}$ 可通过材料热膨胀系数和温度变化量求得

$$\left\{ \boldsymbol{\varepsilon}_{0} \right\} = \boldsymbol{\beta} \Delta T \tag{9}$$

式中:β为单元热膨胀系数向量;ΔT为单元温度变 化量。

根据文献[17],单元的温度载荷向量可写为

$$\left\{\tilde{F}(t)\right\}^{e} = \int_{e} [B]^{\mathrm{T}}[D]\left\{\varepsilon_{0}\right\} \mathrm{d}V \qquad (10)$$

式中:[B]为几何矩阵;[D]为弹性矩阵。

同样,將每个单元的有限元方程组装起来,即 可得到结构热致振动满足的有限元方程: $[\tilde{M}]\{\ddot{\delta}'(t)\}+[\tilde{C}]\{\dot{\delta}'(t)\}+[\tilde{K}]\{\delta'(t)\}=\{\tilde{F}(t)\}(11)$ 式中: $\{\ddot{\delta}'(t)\}$ 与 $\{\ddot{\delta}'(t)\}$ 分别为节点加速度与速度矩 阵; $[\tilde{M}]$ 为整体质量矩阵; $[\tilde{C}]$ 为整体阻尼矩阵; $[\tilde{K}]$ 为整体刚度矩阵; $\{\bar{F}(t)\}$ 为温度载荷向量。

帆板的热致振动分析流程如图1所示。



Fig.1 Analysis procedure of heat-induced vibration

2 卫星-帆板有限元模型

2.1 空间载荷环境

航天飞行器所处的空间载荷环境主要有空间

真空、空间深冷背景和空间热辐射等因素。宇宙空间是高度真空的,仅有少量极为稀薄的物质,空间 飞行器和外部环境之间的热交换几乎完全以辐射的形式进行。除太阳及其附近行星的辐射,银河系 和它以外的辐射能量仅为10⁻⁵ W/m²,并且各向相 同,因此可把整个空间背景看作温度恒为4K的绝对黑体。

空间热辐射主要来自太阳和行星的热辐射,对 于地球轨道空间飞行器而言只需考虑太阳辐射、地 球辐射和地球对太阳辐射的反射。在地球围绕太 阳旋转的轨道处太阳辐射约为1350 W/m²,而卫星 围绕地球的轨道远小于日地距离,因此在分析飞行 器的温度场时可以认为飞行器所受太阳辐射为常数1350 W/m²。

2.2 卫星-帆板有限元模型构建

将实际的卫星模型简化为卫星主体与太阳帆 板所组成的结构进行研究,建立其有限元模型,如 图2所示。



Fig.2 Schematic of satellite

卫星-帆板模型采用实体单元建模,帆板通过 支架固支在卫星上,支架部分采用梁单元建模。卫 星简化为长、宽、高均为2m的正方体,太阳帆板结 构如图3所示,其长4m,宽2m,由上、下蒙皮层和 中间蜂窝层所组成的复合材料层合板构成,其中, 蒙皮的厚度 h_1 为2.54×10⁻⁴m,蜂窝芯的厚度 h_2 为 0.0254m。卫星和帆板上表面受到太阳辐射的 作用。



卫星以及支架部分采用ALU606铝合金,其材 料性能参数见表1。根据文献[15],帆板采用蒙皮 以及蜂窝板材料,其参数见表2。

3 热致振动有限元分析

3.1 时变温度场分析

3.1.1 计算工况

卫星-太阳帆板在地球同步轨道运行,太阳位置 处于春分点,在地球同步轨道可以忽略地球反射以

表1 ALU606铝合金材料性能参数表

	Tab.1	Performance	parameters	table	of ALU606	material
--	-------	-------------	------------	-------	-----------	----------

参数	数值
弹性模量/MPa	71 000
泊松比	0.31
密度/(kg•m ⁻³)	2 700
热膨胀系数/(K ⁻¹)	23.6×10^{-6}
比热容/(J•kg ⁻¹ •K ⁻¹)	940
导热系数/($W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$)	167
发射率	0.87
吸收率	0.17

表 2 太阳帆板材料性能参数表 Tab.2 Performance parameters table of solar array material

参数	蒙皮	蜂窝板
厚度/m	$2.54 imes 10^{-4}$	0.025 4
密度/(kg•m ⁻³)	2 800	30
弹性模量 E ₁₁ /MPa	68 900	410
弹性模量 E ₂₂ /MPa	68 900	240
弹性模量 E ₃₃ /MPa	68 900	240
剪切模量 G12=G13=G23/MPa	25 900	150
泊松比 ₁₂ =	0.33	0.3
热膨胀系数 $\alpha_{11} = \alpha_{22} = \alpha_{33}/(K^{-1})$	23.2×10^{-6}	23.8×10^{-6}
热传导系数/($W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$)	168	1.2

及地球辐射的影响,因此,认为在同步轨道上仅受太 阳光照的作用。在轨卫星进出地球阴影区的过程如 图4所示,位置B表示卫星进入阴影区,C表示处于 阴影区,D表示卫星离开阴影区,卫星的尺寸相对于 其运行轨道来说很小,忽略卫星进入(离开)阴影区 时间,即认为卫星在进出阴影区时热流发生突变。



Fig.4 Satellite entering and leaving the Earth's shadow

同步轨道周期为81864 s, 阴影区总时间为4140 s。在实际的工程应用中为了保证卫星内部器件免受极端温度的影响,通常会在其表面覆盖一层多层绝缘(Mulity Layer Isolation, MLI)的材料, MLI可以将太阳辐射反射回太空,从而使卫星内部搭载的仪器免受航天器穿过地球阴影区时所遭受的极端环境的影响。因此,在进出地球阴影区时主要是帆板的温度发生剧烈变化,卫星-帆板模型中所受的热流如图5所示。



3.1.2 温度场计算结果与分析

如图4所示,以卫星所处位置A点作为计算开 始时刻,E点作为计算结束时刻,计算卫星在14000s 内的温度变化,采用有限元方法对卫星的瞬态温度 场进行求解,时间步长取为20s,总时间700步,设 定卫星初始温度为20℃。

卫星在不同时刻的温度场分布云图如图6所 示。在t=1000s时为卫星即将进入地球阴影区, 在经历1000s的光照后,此时帆板的温度升高较明 显,朝向太阳一侧的温度为79.3℃,帆板另一侧的 温度为65.5℃,略低于朝阳一侧的温度。在1000 s 后卫星进入地球阴影区,此时帆板的温度发生剧烈 下降,在3000s时帆板整体的温度一致,均为 -121 ℃;在5100s时刻,卫星即将出阴影区,此时 帆板的温度达到最低,为一152℃。此后,卫星脱离 阴影区,帆板两侧的温度再一次迅速升高,在6000s 时帆板两侧的温度重新达到稳态。在整个过程中, 由于卫星表面覆盖有 MLI 的缘故,其温度维持在 20℃左右,变化很小。如图7所示,选取卫星太阳帆 板朝阳侧节点(节点编号12872)及其相应的朝地球 一侧节点(节点编号11134),绘制其温度随时间变 化曲线,如图8所示。可见,卫星太阳帆板在进出阴 影区时温度剧烈变化,从最高79.3℃降到-152℃, 出阴影区时温度变化较进入阴影区时更为剧烈,在 进出阴影区时间段内太阳帆板整体的温度分布基 本一致,最终在出阴影区1000s左右时达到稳态,此 时太阳帆板朝阳侧温度要略高于背朝太阳一侧。









Fig.8 Change curve of selected node temperature

3.2 热模态分析

首先对进入阴影区前处于稳态温度下的卫星 进行热模态分析,获得卫星前4阶振型,如图9所 示,各阶频率及振型描述见表3。可以看到,卫星的 前几阶固有频率很低,整个结构具有大柔性的 特点。





3.3 整星动力学响应分析

从节点温度曲线可以看出,卫星太阳帆板在进 出阴影区时的温度变化最为剧烈,也是导致热致振 动的主要原因。取卫星刚进入阴影区时刻(*t*= 1000 s)开始做卫星在自由状态下的结构响应分析, 总分析时间 5000 s。图 10 和图 11 为 *t*=1 100 s 和 *t*=5 200 s时刻下卫星的位移云图。

上海航天(中英文) AEROSPACE SHANGHAI (CHINESE & ENGLISH)

Tab.3First to fourth order natural vibration characteristic of satellite				
阶次	固有频率/Hz	模态振型描述		
1	0.372 6	太阳帆板弯曲变形,卫星主体无明显的结构变形		
2	0.382 5	太阳帆板弯曲变形,卫星主体无明显的结构变形		
3	0.736 1	太阳帆板在 X-Y平面内弯曲变形,卫星主体无明显弯曲变形		
4	0.754 8	太阳帆板在 X-Y平面内弯曲变形, 卫星主体无明显弯曲变形		





图 10 t=1 100 s 位移云图





图 11 t=5 200 s 位移云图



如图7所示,选取卫星太阳帆板上一节点11031 以及卫星主体上一节点8061,绘制节点在x、y、z 3个方向上位移随时间变化图,如图12和图13 所示。





可以看到,帆板在进出阴影区过程中在x方向 上的位移最大,最大值达到0.26 m,z方向上的位移 波动在0.05m以内,且在进出阴影区的这段时间内 不断波动。由于太阳帆板的位移变化,会导致卫星 主体部分也随之振动,卫星主体上的位移相对于太 阳帆板较小,最大值为0.02m,在整个进出阴影区 的过程中不断变化。

结束语 4

通过采用有限元法对在轨卫星进出阴影区时 刻的温度变化进行分析,得到卫星各个时刻的温度 分布,并将此时变温度等效为时变热载荷,对卫星-帆板模型进行结构动力学响应分析,获得太阳帆板 出阴影区时位移随时间的变化规律。结果表明:1) 卫星进出阴影区的过程中,太阳帆板整体的温度趋 于一致,由于阴影区的缘故,帆板的温度变化剧烈, 最大温差达到200℃。2) 剧烈的温度变化是导致 太阳帆板发生热致振动的主要原因,同时由于帆板 的振动会导致卫星主体随之发生一定的振动,导致 卫星主体上搭载的光学载荷受到影响。进出阴影 的热致振动问题必将成为大型空间结构设计中必

须考虑的重要问题之一,本文的方法对今后的工程 实践具有很重要的指导意义。

参考文献

- [1] 闾浩,张镜洋,陶晶亮,等.小卫星瞬态外热流下动态传 热特性分析[J].上海航天,2019,36(3):125-130.
- [2]张好,曹建光,王江,等.倾斜轨道卫星极端外热流分析[J].上海航天,2018,35(1):36-42.
- [3] THORNTON E A, FOSTER R S. Dynamic response of rapidly heated space structures [J]. Computational Nonlinear Mechanics in Aerospace Engineering, 1991, 146:451-477.
- [4] MALLA R B, GHOSHAL A. On thermally-induced vibrations of structures in space [J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995, 168:68-95.
- [5] FOSTER C L, TINKER M L, NURRE G S, et al. Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(4):634-644.
- [6] THORNTON E A, PAUL D B. Thermal-structural analysis of large space structures: an assessment of recent advantages [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22(4):385-393.
- [7] GULICK D W, THORNTON E A. Thermallyinduced vibrations of a spinning spacecraft boom [J]. Acta Astronautica, 1995, 36(3):163-176.
- [8] BOLEY B A. Thermally induced vibrations of beams[J]. J Aeronaut Sci, 1956, 23(2):179-181.

- [9] LI W, XIANG Z, CHEN L, et al. Thermal flutter analysis of large-scale space structures based on finite element method [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2007, 69 (5) : 887-907.
- [10] LI J, YAN S, CAI R. Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1):84-94.
- [11] LIU L, CAO D. Dynamic modeling for a flexible spacecraft with solar arrays composed of honeycomb panels and its proportional-derivative control with input shaper[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2016, 138(8):081008.
- [12] 沈振兴,胡更开.大型航天器结构的热致振动研究[J]. 载人航天,2016(1):117-125.
- [13] 徐世南,吴催生.高超声速飞行器热力环境数值仿真研 究综述[J].飞航导弹,2019(7):26-30.
- [14] 安翔, 冯刚. 某空间站太阳电池阵中央桁架热-结构耦 合动力学分析[J]. 强度与环境, 2005, 32(3): 8-13.
- [15] SHEN Z, TIAN Q, LIU X, et al. Thermally induced vibrations of flexible beams using absolute nodal coordinate formulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1):386-393.
- [16] SHEN Z, HU G. Thermally induced vibrations of solar panel and their coupling with satellite [J]. International Journal of Applied Mechanics, 2013, 5(3):1350031.
- [17] 李维特,黄保海,毕仲波.热应力理论分析及应用[M]. 北京:中国电力出版社,2004.

(上接第27页)

- [9] 徐胜今,孔宪仁,王本利,等.正交异性蜂窝夹层板动、 静力学问题的等效分析方法[J].复合材料学报,2000 (3):92-95.
- [10] 姜东,吴邵庆,费庆国,等.蜂窝夹层复合材料不确定性 参数识别方法[J].振动与冲击,2015,34(2):14-19.
- [11] 李贤冰,温激鸿,郁殿龙,等.蜂窝夹层板力学等效方法 对比研究[J].玻璃钢/复合材料,2012(增刊1):11-15.
- [12] RAJARAM S, WANG T, NUTT S. Sound transmission loss of honeycomb sandwich panels [J].
 Noise Control Engineering Journal, 2006, 54 (2) : 106-115.
- [13] HUANG W C, CHUNG F N. Sound insulation improvement using honeycomb sandwich panels [J]. Applied Acoustics, 1998, 53(1/2/3):163-177.
- [14] NAIFY C J, HUANG C, SNEDDON M, et al. Transmission loss of honeycomb sandwich structures with attached gas layers [J]. Applied Acoustics, 2011, 72(2):71-77.
- [15] 朱卫红,韩增尧,邹元杰,等.航天器声振力学环境预示 与验证[J].宇航学报,2016,37(9):1142-1149.
- [16] 宋海洋,于开平,韩敬永.大型运载火箭整流罩减振降 噪问题研究[J].导弹与航天运载技术,2014(3):16-19.