



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

## 火箭仪器舱结构模型的热振耦合模拟方法

薛景天 董龙雷 刘振 赵建平 丁镇军 王潇屹

### A thermal-vibration coupling simulation method for structural model of a rocket instrument cabin

XUE Jingtian, DONG Longlei, LIU Zhen, ZHAO Jianping, DING Zhenjun, WANG Xiaoyi

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2023074>

#### 您可能感兴趣的其他文章

##### Articles you may be interested in

#### 真空热试验中红外笼对伞状天线非稳态加热过程数值仿真

Numerical simulation of transient heating process in thermal vacuum test of an umbrella-shaped antenna

航天器环境工程. 2018, 35(4): 348–352 <https://doi.org/10.12126/see.2018.04.007>

#### 热声振耦合效应对薄壁叶片结构应变影响的试验研究

Experimental study of the effect of thermal-acoustics-vibration coupling on the strain of thin-blade structure

航天器环境工程. 2019, 36(4): 363–368 <https://doi.org/10.12126/see.2019.04.011>

#### 多自由度微振动环境时域波形复现的数值仿真

Numerical simulation of time domain waveform reproduction of micro-vibration environment of multi-degree of freedom

航天器环境工程. 2017, 34(3): 241–246 <https://doi.org/10.12126/see.2017.03.003>

#### 磁场压缩波动幅度对卫星磁强计零位标定影响的数值仿真

Numerical simulation of influence of compressional fluctuation amplitude on zero correction of satellite magnetometer

航天器环境工程. 2019, 36(3): 229–234 <https://doi.org/10.12126/see.2019.03.005>

#### 泵压式发动机瞬态热试验方法

Method for transient thermal test of turbopump-fed rocket engine

航天器环境工程. 2020, 37(1): 89–94 <https://doi.org/10.12126/see.2020.01.014>

#### 基于局域均值分解的冲击响应谱时域波形合成新方法

A new method for time domain waveform synthesis of shock response spectrum based on local mean decomposition

航天器环境工程. 2018, 35(2): 135–140 <https://doi.org/10.12126/see.2018.02.006>

# 火箭仪器舱结构模型的热振耦合模拟方法

薛景天<sup>1</sup>, 董龙雷<sup>1\*</sup>, 刘振<sup>1</sup>, 赵建平<sup>1</sup>, 丁镇军<sup>2</sup>, 王潇屹<sup>3</sup>

(1. 西安交通大学 复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室, 西安 710049;

2. 北京强度环境研究所, 北京 100076; 3. 火箭军某部, 西安 710407)

**摘要:** 传统的热振耦合方法缺乏对材料热特性变化的考虑, 影响仿真分析的精度。为此, 文章提出一种热特性参数与振动动态耦合的分析方法, 建立动态变化的热振耦合方程, 基于闪光瞬态法得到材料的热特性参数并将其应用在结构传热过程的数值仿真计算中。结果表明, 是否考虑材料的热特性变化会对结构的传热过程仿真结果产生较大影响, 并进一步影响结构的刚度特性仿真结果, 从而造成结构模态分析偏差。采用本研究提出的动态变化的热振耦合模拟方法可提高传热仿真分析的精度和可靠度。

**关键词:** 火箭仪器舱; 热振耦合; 数值仿真; 闪光瞬态法; 刚度变化

中图分类号: V412.4; TB115.2 文献标志码: A 文章编号: 1673-1379(2024)01-0043-06

DOI: 10.12126/see.2023074

## A thermal-vibration coupling simulation method for structural model of a rocket instrument cabin

XUE Jingtian<sup>1</sup>, DONG Longlei<sup>1\*</sup>, LIU Zhen<sup>1</sup>, ZHAO Jianping<sup>1</sup>, DING Zhenjun<sup>2</sup>, WANG Xiaoyi<sup>3</sup>

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China;

3. A Department of the PLA Rocket Force, Xi'an 710407, China)

**Abstract:** The conventional thermal-vibration coupling method lacks the consideration for the changes in the thermal characteristics of materials, which affects the accuracy of simulation analysis. Therefore, in this paper, an analysis method by dynamic coupling of thermal characteristics and vibration was proposed, and a dynamic thermal-vibration coupling equation was established. Based on the flash transient method, the thermal characteristic parameters of materials were obtained and applied in the numerical simulation of structural heat transfer process. The results show that whether or not the variation of heat transfer characteristics of materials is considered exhibits a great impact on the heat transfer process simulation results of the structure, which will further affect the simulation results of the stiffness characteristics of the structure, resulting in errors in structural modal analysis. The accuracy and reliability of heat transfer simulation analysis can be improved by the proposed dynamic thermal-vibration coupling simulation method.

**Keywords:** rocket instrument cabin; thermal-vibration coupling; numerical simulation; flash transient method; stiffness change

收稿日期: 2023-05-19; 修回日期: 2024-01-26

基金项目: 基础研究项目群 (编号: xxxx10110-206)

引用格式: 薛景天, 董龙雷, 刘振, 等. 火箭仪器舱结构模型的热振耦合模拟方法[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(1): 43-48

XUE J T, DONG L L, LIU Z, et al. A thermal-vibration coupling simulation method for structural model of a rocket instrument cabin[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(1): 43-48

## 0 引言

在火箭飞行过程中,其机体结构表面与高速气流摩擦会产生气动加热现象。气动加热环境对火箭的影响主要体现在两方面:一是可能改变火箭结构本身的动力学特性;二是向内传热使结构内部的仪器或元器件升温甚至受损失效,从而影响火箭的可靠性。目前,针对火箭本体结构的气动加热防护已有相对成熟有效的措施<sup>[1]</sup>。而热环境对航天器结构的动力学特性影响主要体现在对结构固有频率的影响,Heeg 等<sup>[2]</sup>对典型的航天飞机真实飞行状态进行研究并发现,航天飞机表面温度可以从常温升至 2700 °C 以上,相应地,结构固有频率及阻尼也可剧烈变化高达 30% 以上。工程中常利用数值仿真与试验相结合的方法对结构进行热振分析<sup>[3-10]</sup>,但在有关研究中普遍存在的问题是:进行传热分析时将结构材料的热特性参数视为常量,但实际上材料的热特性参数(如热导率和比热容)在传热过程中并非恒定不变,而是会随温度的变化发生改变;即使考虑到此影响而将这些材料参数设为变量,依然无法保证真实反映材料参数的变化,导致热振耦合特性预示出现偏差。

本文提出一种材料热特性参数与振动动态耦合的分析方法,在进行结构传热分析中考虑材料热特性随温度的变化,同时结合振动方程,对某火箭仪器舱气动过程进行热振耦合机理分析。

## 1 热振耦合机理分析

在火箭的飞行过程中,针对热环境对火箭结构的影响:一方面要关注固有频率对结构动力学特性的影响;另一方面要关注结构传热过程,从而对结构内部元器件和部件的温度变化做出预示。常规的结构动力学分析是从振动方程出发<sup>[7]</sup>。然而,本文所讨论的是结构的固有特性,与外力无关,并且为简化模型而忽略结构自身的阻尼项,因此振动方程中的阻尼和激励项为 0,对结构的模态分析可以围绕公式

$$\mathbf{M}\{\mathbf{X}''\} + \mathbf{K}\{\mathbf{X}\} = \{\mathbf{0}\} \quad (1)$$

展开,其中: $\mathbf{K}$ 为结构的总刚度矩阵; $\mathbf{M}$ 为结构的质量矩阵。

加入温度场变化的主要影响体现在改变振动

方程中的刚度项:一方面,温度的改变使材料的弹性模量发生改变,进而影响结构的刚度,即

$$\mathbf{K}_T = \int_{\Omega} \mathbf{B}^T \mathbf{D}_T \mathbf{B} d\Omega, \quad (2)$$

式中: $\mathbf{B}$ 为几何矩阵; $\mathbf{D}_T$ 为与材料弹性模量  $E_T$  和泊松比  $\mu$  有关的弹性矩阵。

另外一方面,当结构的温度变化时会产生热应力并影响结构的刚度,即

$$\mathbf{K}_\sigma = \int_{\Omega} \mathbf{G}^T \mathbf{\Gamma} \mathbf{G} d\Omega, \quad (3)$$

式中: $\mathbf{G}$ 为形函数矩阵; $\mathbf{\Gamma}$ 为结构热应力矩阵。

在实际试验过程中,温度场和应力场是同时存在的,故通过模态叠加后结构的刚度可以表示为

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_T + \mathbf{K}_\sigma \quad (4)$$

或

$$\mathbf{K} = g(E_T, B, \mu, T). \quad (5)$$

对于某确定结构而言,其泊松比  $\mu$  是不变的,而弹性模量  $E_T$  以及结构热应力  $\mathbf{\Gamma}$  均随着结构温度  $T$  的变化而发生改变,因此掌握结构温度的变化规律是研究热振耦合机理的关键。

在飞行过程中,飞行器结构表面与气体摩擦产生的热量是通过热传导的方式传递到结构内部的。热传导方程是典型的抛物线型二阶偏微分方程(见式(6)),

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\lambda}{\rho c_p} \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right), \quad (6)$$

式中: $\lambda$ 为材料的热导率; $\rho$ 为材料的密度; $c_p$ 为材料的比热容。式(6)为笛卡儿坐标下的非稳态导热方程,反映的是三维非稳态热传导的传热情况。由式(6)可推导出

$$T = f(x, y, z, \tau), \quad (7)$$

式中: $T$ 为结构某点的温度; $x, y, z$ 为该点的坐标位置; $\tau$ 为传热时间。式(7)揭示了温度与位置和传热时间的关系,可以得到某一时刻结构的热分布以及在传热过程中结构某点的温度变化。

温度  $T$  与弹性模量  $E_T$  间存在映射关系,而材料的热特性参数(如热导率  $\lambda$  和比热容  $c_p$ )会随温度的变化而发生改变。根据温度-弹性模量以及温度-热特性参数这 2 组对应关系,可以建立材料的弹性模量和热特性参数之间的对应关系,

$$E_T = h(\lambda, \rho, c_p). \quad (8)$$

综上,热振耦合机理的研究是从热环境对结构的刚度影响出发,关注影响结构刚度参数中随温度的变化而发生改变的量,从而对热环境下结构的振动特性做出预示。因此,考虑热特性参数变化的仿真计算更加真实、可靠性更高。

## 2 闪光瞬态法测量材料热特性

为在热振耦合分析中引入材料热特性的变化,需要得到材料热特性与温度之间的对应关系。目前,主要利用稳态法和瞬态法测量材料的热导率<sup>[11]</sup>。稳态法根据 Fourier 方程直接测量热导率,但该方法适用的温度和热导率范围均较窄,主要是在中等温度下测量中低热导率材料。瞬态法则应用范围较为宽广,尤其适合于高热导率材料在高温下的测试。闪光瞬态法测量原理见图 1<sup>[12]</sup>。

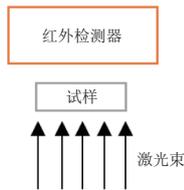


图 1 闪光瞬态法测量原理示意<sup>[12]</sup>

Fig. 1 Measurement principle schematic of flash transient method<sup>[12]</sup>

如图 1 所示,通过仪器向待测试样底部发出激光束,由试样上方的红外检测器跟踪监测试样的升温过程,得到电信号与升温时间的关系曲线,通过转化得到试样材料热扩散系数与升温时间的关系曲线。

$$\alpha = 0.13888 \times d^2 / t_0, \quad (9)$$

式中: $\alpha$ 为试样材料的热扩散系数; $d$ 为试样厚度; $t_0$ 为半升温时间,即试样温度达到设定温度一半所用的时间。

得到材料热扩散系数后,根据热扩散系数与热导率及比热容的关系,利用已知材料参数的标样共同进行测试,可推导得到待测试样材料的热导率及比热容。具体方法为:使用一个与待测试样截面形状相同、厚度相近、热物性相近、表面光滑程度相同且比热容值已知的参比标样,与待测试样同时进行表面涂覆;在理想的绝热条件下,依次进行测量得到 2 条测试曲线。由于 2 试样加热时间相同,因此吸收的热量可以认为是相同的,故可通过公式 (10) 得到待测试样的比热容。

$$c_{p1} / c_{p2} = (Q_1 / \Delta t \cdot m_1) / (Q_2 / \Delta t \cdot m_2), \quad (10)$$

式中: $c_{p1}$ 和 $c_{p2}$ 分别为待测试样和参比标样的比热容; $Q_1$ 和 $Q_2$ 分别为待测试样和参比标样所吸收的热量,在此认为 $Q_1=Q_2$ ; $\Delta t$ 为升温时间; $m_1$ 和 $m_2$ 分别为待测试样和参比标样的质量。

然后,可根据

$$\lambda = \alpha \cdot c_p \cdot \rho \quad (11)$$

计算出材料的热导率 $\lambda$ 。

## 3 数值分析

热振耦合机理的研究通常包括以下步骤:1)设计模型并进行数值分析;2)设计试验装置及夹具,并制定试验条件;3)完成热振试验;4)对试验结果进行数据处理,包括材料的热振耦合特性预示。本文详述开展模型设计并进行数值分析的过程,其余步骤会在之后的文章中进行论述。

### 3.1 试验模型设计

以某型号火箭仪器舱为研究对象,建立其几何模型,如图 2 所示。

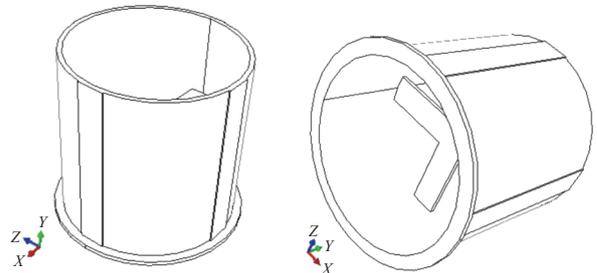


图 2 火箭仪器舱筒形舱段三维模型

Fig. 2 Three-dimensional model of the rocket cylindrical instrument cabin

筒形舱段由筒与十字梁 2 部分结构组成,其中十字梁用来安装火箭内部部件及其他元器件。对该模型进行数值仿真计算,筒的材料为钢,通过闪光瞬态法测得的结构材料参数如表 1 所示。

表 1 火箭仪器舱筒形舱段的材料参数

Table 1 Material parameters of the rocket cylindrical instrument cabin

温度/ ℃	弹性模量/ GPa	热导率/ (W·m <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )	比热容/ (J·kg <sup>-1</sup> ·℃ <sup>-1</sup> )
20	206	52.34	472
100	203	48.85	480
200	182	44.19	498
300	153	41.87	524
400	141	34.89	560

注:材料的泊松比为 0.3,密度为 7900 kg/m<sup>3</sup>

### 3.2 数值计算

#### 3.2.1 传热计算

本文对筒形舱段模型的处理作出以下假设:

1)筒外侧受到均匀温度场的影响,即结构纵向不存在温度梯度,可简化为二维平面;

2)筒的厚度远小于舱段的长度,即可忽略筒的厚度,将舱段简化为薄壁壳结构;

3)舱段结构为对称结构,在传热过程中十字梁结构的温度分布具有对称性,可简化为矩形平板。

经上述简化的筒形舱段传热模型如图3所示,传热过程被简化为第一类边界条件的一维热传导问题:给定模型外侧固定温度值,分析中间矩形结构部分的温度与传热时间的关系,得到

$$T = f(x, \tau), \quad (12)$$

式中:  $T$  为结构某点的温度;  $x$  为该点的坐标位置;  $\tau$  为传热时间。

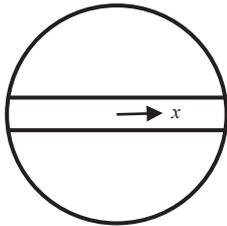


图3 筒形舱段简化传热模型

Fig. 3 Simplified heat transfer model of the cylindrical cabin

在实际传热过程中,筒外侧边界条件为恒温  $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 结构其他部分的初始温度为  $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 即传热的边界条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial u}{\partial \tau} = \alpha \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \\ u(x, 0) = 20 \\ u(0, \tau) = 400 \\ u(l, \tau) = 400 \end{cases}, \quad (13)$$

式中  $u(x, \tau)$  为与位置和时间相关的传热方程,  $l$  为筒纵向长度。

采用分离变量法求解该传热模型的偏微分方程得到

$$\begin{cases} u(x, \tau) = \sum_{n=1}^{\infty} \alpha_n \sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right) e^{-\frac{(n\pi)^2 \alpha \tau}{l^2}} \\ \alpha_n = \frac{760}{n\pi} [\cos(n\pi) - 1] \end{cases}, \quad (14)$$

通过式(14)可以得到模型上各点的温度变化,即结构上任意位置、任意时刻的温度值。

在热振耦合试验中,通常使用石英灯阵对试件进行温度加载来模拟飞行器在飞行过程中所受到的

气动加热。因此需要对所使用的石英灯的个数、功率以及加热时间等进行传热仿真分析。同时,需要通过仿真模态分析对试验结果的可靠性进行验证。本研究中,将由闪光瞬态法得到的材料热特性参数代入有限元计算软件 ABAQUS 进行仿真计算得到结构的温度分布。热量以热传导方式从筒外侧传递到结构内部,在十字梁上选取3个位置的特征点与理论模型计算的结果进行对比,特征点(T1~T3)的位置及结构网格如图4所示。在考虑及不考虑材料热特性(即材料的热导率和比热容)随温度变化而改变的情况下,计算得到  $50\ 000\text{ s}$  传热时间内3个位置点的温度变化曲线,如图5~图7所示。

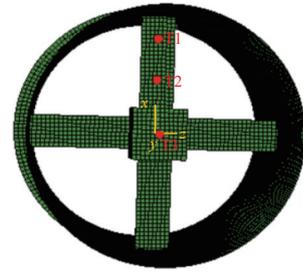


图4 模型中的特征测点位置

Fig. 4 Positions of characteristic measuring points on the model

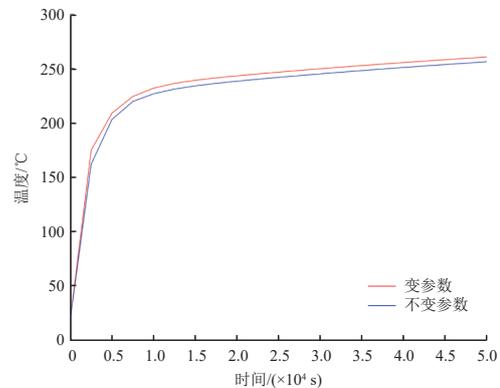


图5 T1位置的温度曲线

Fig. 5 Temperature curve for T1

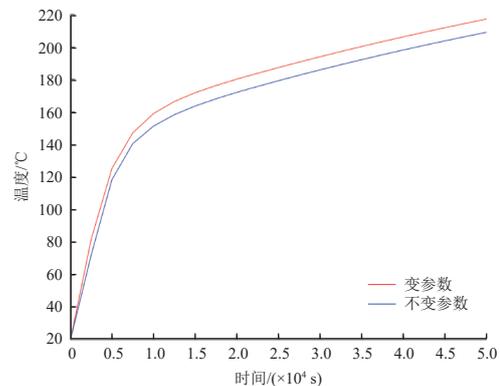


图6 T2位置的温度曲线

Fig. 6 Temperature curve for T2

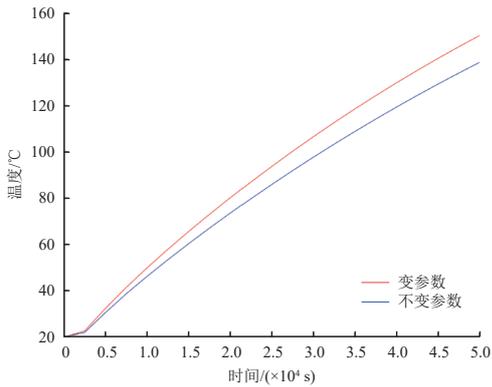


图 7 T3 位置的温度曲线

Fig. 7 Temperature curve for T3

可以看出, 是否考虑材料参数随温度的变化对传热过程的仿真计算结果有很大的影响, 并且越靠近结构中心(即实际安装仪器位置)的误差越大。

### 3.2.2 热振耦合仿真计算

热环境对结构模态的影响主要体现在对结构刚度的影响, 因此结构刚度在热环境中的变化规律能够反映出结构的热振耦合作用机理。用有限元方法对结构进行模态分析时会对结构的刚度矩阵和质量矩阵进行计算, 对比不同温度场下输出的结构刚度矩阵可得到结构在热环境中的刚度变化。由于输出矩阵的单元数过多, 选出前 50 个单元的刚度矩阵大小绘制曲线, 如图 8 所示。

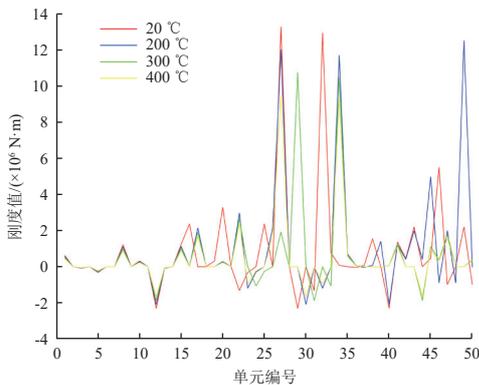


图 8 不同温度下的结构单元刚度曲线

Fig. 8 Stiffness curves of structural units at different temperatures

从图 8 可以看到, 典型结构的前 50 个单元的刚度随温度变化发生明显改变: 一方面, 刚度曲线的峰值发生了改变, 总体表现在随着温度的升高, 刚度的峰值降低, 符合仿真分析计算结果; 另一方面, 刚度曲线峰值的位置发生了改变, 甚至有峰值缺失或者增大现象。由此可见, 温度对结构刚度的影响不仅仅体现在数值大小的变化上, 还会改变结

构刚度的最值位置。因此, 在实际结构设计中, 通过刚度计算可以预示在不同温度场下的结构刚度薄弱位置, 为更深层次的热振耦合机理研究奠定基础。

将计算的温度场结果作为预定义场导入热应力计算中, 在温度场和热应力场叠加作用下进行模态计算, 得到结构的振型和固有频率。在进行网格无关性检验后得到的网格数计算结果收敛性良好。设定 4 种温度工况(20 °C、200 °C、300 °C 和 400 °C), 得到温度场、应力场以及 2 个场共同作用对结构固有频率的影响, 结果表明模态振型没有明显变化, 不同温度下结构的前 6 阶固有频率如表 2 所示。

表 2 不同温度下结构的前 6 阶固有频率

Table 2 The first six natural frequencies of the structure at different temperatures

温度/°C	结构固有频率/Hz					
	1阶	2阶	3阶	4阶	5阶	6阶
20	24.697	47.871	184.76	189.01	216.72	229.77
200	24.544	47.564	183.83	188.03	215.25	228.45
300	24.407	47.288	183.14	187.31	214.19	227.50
400	24.249	46.970	182.25	186.38	212.79	226.27

## 4 结束语

本文提出一种材料热特性参数与振动动态耦合的分析方法, 用来提高传热分析的精度以及获取热环境下结构的振动特性。针对某火箭筒形仪器舱段结构进行建模以及仿真计算, 首先进行传热计算, 得到温度分布后计算结构的热应力, 然后在温度场和应力场叠加情况下进行结构模态分析, 并对比不同热环境下的计算结果。结果显示:

1) 针对该结构, 在计算过程中考虑材料的热特性参数随温度的变化可提高结构传热仿真精度, 继而提高结构热振耦合分析的温度场加载准确性。

2) 热环境对火箭仪器舱结构的影响主要体现在结构固有频率随温度升高小幅降低, 对结构的振型基本没有影响。温度场升高使材料热退化导致结构的固有频率下降, 由于温度场产生的热应力导致结构的固有频率上升, 而对火箭仪器舱的热振耦合分析显示温度导致材料热退化占主导地位。

综上, 考虑材料热特性随温度变化的动态热振耦合方程可提高传热仿真分析的精度和可靠度, 可为建立热振耦合试验装置提供参考, 并可推广到火箭仪器舱在热环境中的动力学特性变化的预测中。

## 参考文献 (References)

- [1] 范绪箕. 气动加热与热防护系统[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 1-157
- [2] HEEG J, ZEILER T A, POTOTZKY A S, et al. Aerothermoelastic analysis of a NASP demonstrator model: NASA-TM-109007[R]//34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. La Jolla, CA, USA, 1993: 617-627
- [3] INAMORI T, WANG J, SAISUTJARIT P, et al. Jitter reduction of a reaction wheel by management of angular momentum using magnetic torques in nano- and micro-satellites[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(1): 222-231
- [4] ZHANG Y, XU S. Vibration isolation platform control moment gyroscopes on satellites[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2011, 25(4): 641-652
- [5] 吴王浩, 段旭, 张鑫, 等. 高马赫数钝头体气动/传热一体化计算方法研究[J]. *空天防御*, 2022, 5(3): 87-92
- WU W H, DUAN X, ZHANG X, et al. Research on the integrated calculation method of aerodynamics and heat transfer for hypersonic blunt body[J]. *Air & Space Defense*, 2022, 5(3): 87-92
- [6] 李林莉, 薛春霞. 压电材料矩形板的热振动分析[J]. *中北大学学报(自然科学版)*, 2019, 40(1): 1-7
- LI L L, XUE C X. Thermal vibration analysis of piezoelectric materials rectangular plates[J]. *Journal of North University of China: Natural Science Edition*, 2019, 40(1): 1-7
- [7] KEHOR M W, DEATON V C. Correlation of analytical and experimental hot structure vibration results: NASA-TM-104269[R], 1997: 1-18
- [8] ZHANG W, CHEN H, ZHU D, et al. The thermal effects on high-frequency vibration of beams using energy flow analysis[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(9): 2588-2600
- [9] 沙云东, 艾思泽, 张家铭, 等. 热流环境下薄壁结构随机振动响应计算与疲劳分析[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(7): 1402-1412
- SHA Y D, AI S Z, ZHANG J M, et al. Random vibration response calculation and fatigue analysis of thin-walled structures under heat flux environment[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(7): 1402-1412
- [10] 吴大方, 林鹭劲, 吴文军, 等. 1500 °C 极端高温环境下高超声速飞行器轻质热防护材料热/振联合试验研究[J]. *航空学报*, 2020, 41(7): 223612
- WU D F, LIN L J, WU W J, et al. Thermal/vibration test of lightweight insulation material for hypersonic vehicle under extreme-high-temperature environment up to 1500 °C[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(7): 223612
- [11] PARKER W J, JENKINS R J, BUTLER C P, et al. Flash method of determining thermal diffusivity, heat capacity, and thermal conductivity[J]. *Journal of Applied Physics*, 1961, 32(9): 1679-1684
- [12] 张嘉芮, 张圣梓, 刘晓萌, 等. 激光闪光法测量固体材料热扩散率的研究进展[J]. *计量学报*, 2023, 44(2): 203-210
- ZHANG J R, ZHANG S Z, LIU X M, et al. Research progress of laser flash method in measuring thermal diffusivity of solid materials[J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2023, 44(2): 203-210

(编辑: 武博涵)

一作简介: 薛景天, 博士研究生, 研究方向为热振耦合及热疲劳研究。

\*通信作者: 董龙雷, 教授, 主要研究方向为航天器结构综合力学环境仿真、试验与预示, 航天器复杂结构/系统振动控制。