刚性隔热瓦对舱段结构动特性影响规律分析

郭静，程昊，张忠，刘宝瑞

（北京强度环境研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室，北京 100076）

摘要：目的 分析刚性隔热瓦尺寸、瓦间缝隙大小及热环境对典型舱段结构动特性的影响规律。**方法** 以刚性隔热瓦式热防护系统的高超声速飞行器舱段结构为研究对象，建立其动力学模型，分别研究自由-自由边界条件下刚性隔热瓦尺寸及瓦间缝隙大小对舱段结构动特性的影响规律。开展热环境下舱段结构的稳态热传导分析，获得热环境下舱段结构的温度场分布，然后将温度场作为载荷，进行舱段结构自由-自由边界条件下的热模态计算，分析热环境对刚性隔热瓦式热防护舱段结构动特性的影响规律。**结果** 刚性隔热瓦尺寸从 150 mm 增加至 250 mm 时，舱段第 1 阶弯曲模态频率从 114.40 Hz 提高至 114.55 Hz，提高了 0.13%。刚性隔热瓦间缝隙大小从 0.8 mm 增加至 1.5 mm 时，舱段第 1 阶弯曲模态频率从 114.50 Hz 提高至 114.77 Hz，提高了 0.24%。典型热环境下舱段结构最大热应力为 0.014 4 MPa，最大热变形为 0.206 mm，刚性隔热瓦间缝隙尺寸取 0.8 mm 时，满足要求。常温和热环境下，舱段结构第 1 阶弯曲模态频率分别为 114.50、114.48 Hz，温度载荷导致舱段结构弯曲模态频率降低 0.017%。**结论** 自由-自由边界条件下，在合理的设计范围内，刚性隔热瓦尺寸及刚性隔热瓦间缝隙大小对舱段结构动特性影响均较小。线性温度梯度工况下，温度场引起的热变形和热应力也很小，因此热环境对舱段结构热模态特性的影响亦很小，可以不予过分考虑。

关键词：高超声速飞行器；热防护系统；动特性；刚性隔热瓦尺寸；缝隙大小；热环境

中图分类号：V416　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**1672-9242(2022)04-0074-06

DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2022.04.012

Effect of Rigid Insulating Tiles on Dynamical Property of Aerospace Module Structure

GUO Jing, CHENG Hao, ZHANG Zhong, LIU Bao-rui

(1. Science and Technology on Reliability and Environment Engineering Laboratory, Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: The effects of the rigid insulating tiles size, the gap size among tiles and the thermal environment on the dynamical property of aerospace module structure are analyzed. The dynamical model is developed for hypersonic vehicle module structure with rigid insulating tiles thermal protection system (TPS). The effects of the rigid insulating tiles size and the gap size among tiles on dynamical property of aerospace module structure under free-free boundary conditions are investigated, respectively. Moreover, the steady thermal analysis is conducted for the aerospace module structure under a thermal environment. The

收稿日期：2021-09-13；**修订日期：**2022-01-13

Received：2021-09-13；**Revised：**2022-01-13

基金项目：国家自然科学基金（11502024，11502023，11402028，51805036）

Fund：The National Natural Science Foundation of China (11502024, 11502023, 11402028, 51805036)

作者简介：郭静（1983—），女，博士，高级工程师，主要研究方向为高温结构动力学分析与试验技术。

Biography：GUO Jing (1983—), Female, Doctor, Senior engineering, Research focus: analysis and test technology for structural dynamics under high temperature.

引文格式：郭静，程昊，张忠，等. 刚性隔热瓦对舱段结构动特性影响规律分析[J]. 装备环境工程, 2022, 19(4): 074-079.

GUO Jing, CHENG Hao, ZHANG Zhong, et al. Effect of Rigid Insulating Tiles on Dynamical Property of Aerospace Module Structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(4): 074-079.

distribution of the temperature field is obtained. Then the thermal mode under free-free boundary condition is studied by taking the temperature field as thermal load. The effects of thermal environment on the dynamical property of aerospace module structure with rigid insulating tiles are carried out. The first bending mode frequency increases from 114.40 Hz to 114.55 Hz while the rigid insulating tiles size increases from 150 mm to 250 mm, which increased rate is 0.13%. The first bending mode frequency increases from 114.50 Hz to 114.77 Hz while the gap size among tiles increases from 0.8mm to 1.5mm, which increased rate is 0.24%. The maximum thermal stress and thermal deformations are 0.014 4 MPa and 0.206 mm under the typical thermal environment, respectively. The gap size is 0.8 mm, which meets the requirement enough. The first bending mode frequencies are 114.50 Hz and 114.48 Hz at room and high temperature, respectively. The temperature load leads the first bending mode frequency to decrease by 0.017%. In the reasonable design domain, for aerospace module structure under free-free boundary conditions, the effects of the rigid insulating tiles size and the gap size among tiles on its dynamical property are both inconsiderable. Under the linear temperature gradient case, the thermal deformation and the thermal stress caused by the thermal load are much smaller. So the effects of thermal environment on the dynamical property of aerospace module structure are also negligible.

KEY WORDS: hypersonic vehicles, thermal protection system (TPS), dynamical property, rigid insulating tiles size, gap size, thermal environment

高超声速飞行器是21世纪航空航天发展的主要方向之一，其飞行过程中经受着严酷的气动热、气动噪声、振动等复合环境。机身、机翼大面积迎风区/背风区的热防护系统是高超声速飞行器的关键部件[1-5]。

刚性隔热瓦是高超声速飞行器的一种典型热防护系统[6-7]。由于刚性隔热瓦是以阵列的形式敷设于机体表面的，因此瓦与瓦之间的缝隙是不可避免的[8-10]。该缝隙一方面给单块刚性隔热瓦热膨胀变形预留了空间，另一方面也可以协调刚性隔热瓦间的受载变形[11-13]。刚性隔热瓦对飞行器结构动特性的影响研究对飞行器性能评价意义重大。徐超等[14]、尹凯军等[15-16]对陶瓷瓦热防护系统尺寸进行了优化。任青梅等[17-18]详细阐述了热防护系统试验验证技术的国内外进展。黄世勇等[19]、任青梅等[20]基于气动加热工程算法，对典型 C/SiC 刚性非烧蚀式防热结构进行了气动加热与温度场耦合分析，指出设计热防护系统时必须考虑气动加热/结构温度之间的耦合作用。Maine 大学的 Derar[21]针对 NASA 航天飞机翼面试验件中选取出的无隔热瓦蜂窝板和有隔热瓦蜂窝板试验件，通过试验研究了隔热瓦对飞行器壁板结构振动特性的影响。唐陶等[22-24]在给定热环境及动态随机载荷条件下，开展了动载下热防护系统典型组件防热有效性研究。王亮等[25]研究了金属热防护系统的动力学建模及简化计算方法。从现有文献看，有关刚性隔热瓦尺寸及瓦间缝隙大小对飞行器结构动特性影响的研究和热环境对带刚性隔热瓦式热防护系统飞行器结构动特性影响的研究均相对较少[26]。

本文以航天飞机刚性隔热瓦式热防护系统为研究对象，建立刚性隔热瓦式热防护舱段结构动力学模型，分别研究了自由-自由边界条件下刚性隔热瓦尺寸及瓦间缝隙大小对舱段结构动特性的影响规律。在此基础上，进一步分析了热环境对刚性隔热瓦式热防护舱段结构动特性的影响规律，给出了热环境下舱段结构的温度场分布、热应力、热变形云图，并将热环境下舱段结构动力学特性与常温环境进行了对比。研究表明，在合理的设计范围内，刚性隔热瓦尺寸及瓦间缝隙大小对舱段结构动特性的影响均较小。线性温度梯度工况下，温度场引起的热变形很小，不会导致刚性隔热瓦间缝隙消失，刚性隔热瓦相互接触。温度场产生的热应力也很小，因此热环境对舱段结构模态特性的影响亦很小。

1　有限元模型建立

刚性隔热瓦式热防护系统典型组件由刚性隔热瓦（中低温隔热材料）及应变隔离垫组成，如图 1 所示。

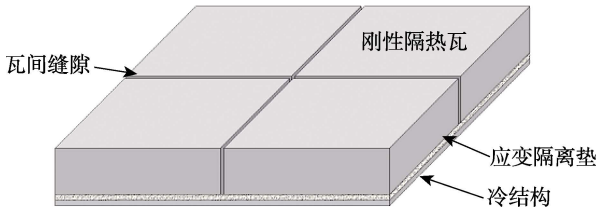


图 1　刚性隔热瓦式热防护系统典型组件

Fig.1 Typical module of the thermal protection system (TPS) with rigid insulating tiles

有限元建模时，刚性隔热瓦式热防护系统典型组件中，应变隔离垫及刚性隔热瓦均采用实体（Solid）单元模拟，应变隔离垫厚度为 3 mm，刚性隔热瓦厚度为 57 mm，刚性隔热瓦式热防护系统典型组件的总厚度为 60 mm，实体单元间采用共结点方式连接。刚性隔热瓦式热防护系统典型组件有限元模型如图 2 所示。

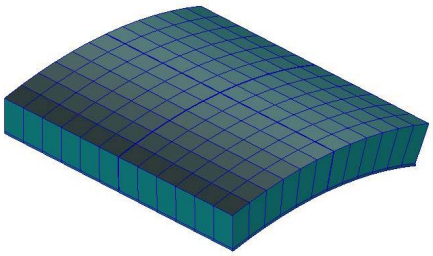


图 2　刚性隔热瓦式热防护系统典型组件有限元模型
Fig.2 The finite element model of the typical module of the thermal protection system (TPS) with rigid insulating tiles

为了研究刚性隔热瓦式热防护系统对舱段结构动特性的影响，针对刚性隔热瓦式热防护系统防热方案，建立刚性隔热瓦式热防护舱段结构动力学模型。舱段为圆筒结构，轴向长度为 4 600 mm，直径为 1 500 mm。有限元建模时，舱段中冷结构采用壳（Shell）单元模拟，厚度为 2 mm。将刚性隔热瓦式热防护系统典型组件与冷结构采用共结点方式连接，得到刚性隔热瓦式热防护舱段结构有限元模型，如图 3 所示。

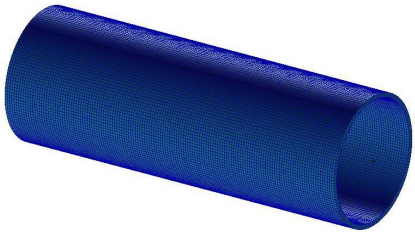


图 3　刚性隔热瓦式热防护舱段结构动力学模型
Fig.3 The dynamical model of the cabin of the thermal protection system (TPS) with rigid insulating tiles

2　刚性隔热瓦尺寸对舱段结构动特性影响规律分析

针对刚性隔热瓦式热防护舱段结构，开展自由-自由边界条件下刚性隔热瓦尺寸分别为 150、200、250 mm 的模态分析，刚性隔热瓦间缝隙大小均为 0.8 mm，不同刚性隔热瓦尺寸的舱段模态频率见表 1。刚性隔热瓦尺寸为 200 mm 的舱段呼吸、弯曲模态振型分别如图 4、图 5 所示。刚性隔热瓦尺寸为 150、250 mm 的舱段呼吸、弯曲模态振型与刚性隔热瓦尺寸为 200 mm 类似，不再重复给出。

表 1　不同刚性隔热瓦尺寸的舱段模态频率
Tab.1 The frequencies of the cabin with different rigid insulating tiles size

刚性隔热瓦尺寸/mm	呼吸模态频率/Hz			弯曲模态频率/Hz
	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 1 阶
150	1.81	5.11	9.71	114.40
200	1.95	5.52	10.49	114.50
250	2.08	5.88	11.15	114.55

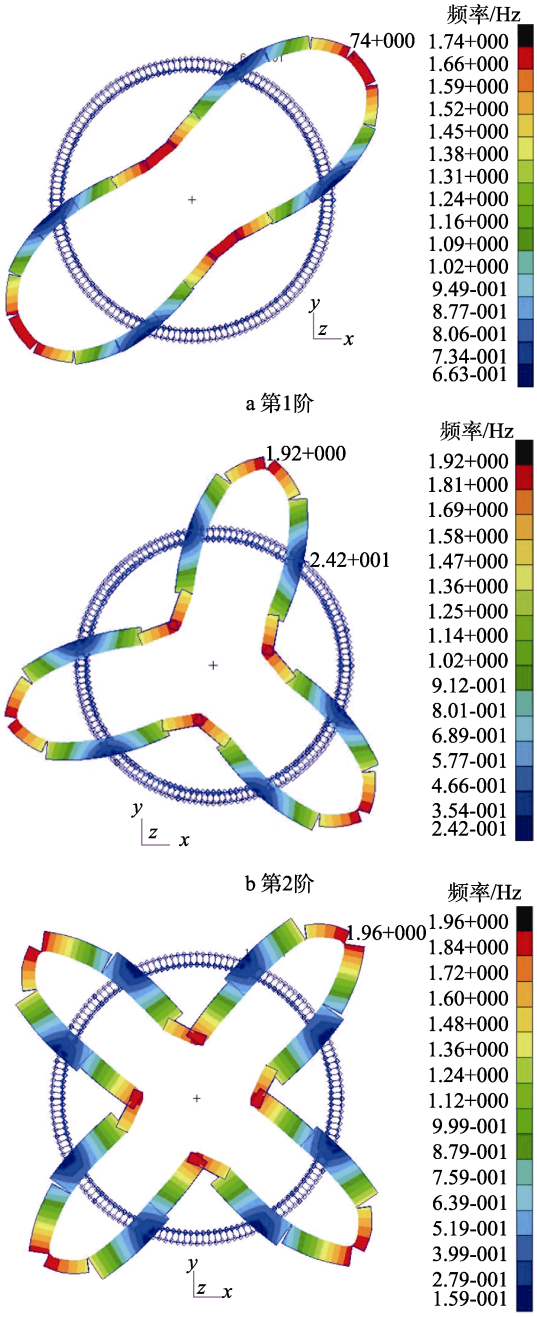


图 4　舱段呼吸模态振型
Fig.4 The breathing mode shape of the cabin: a) first order; b) second order; c) third order

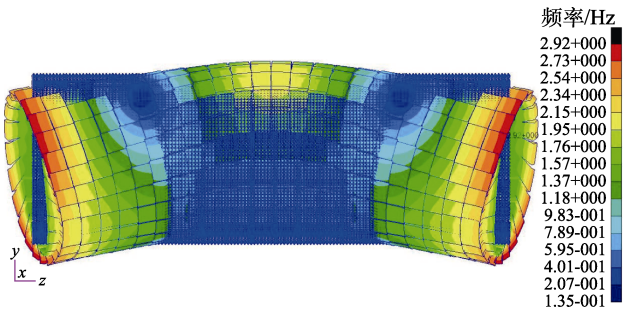


图 5　舱段第 1 阶弯曲模态振型
Fig.5 The first bending mode shape of the cabin

结合表 1 和图 4、5 可知，在合理的设计范围内，刚性隔热瓦尺寸对舱段呼吸模态频率和弯曲模态频率的影响均较小。从弯曲模态频率看，刚性隔热瓦尺寸从 150 mm 增加至 250 mm 时，舱段第 1 阶弯曲模态频率从 114.4 Hz 提高至 114.55 Hz，提高的绝对幅度和相对幅度分别为 0.15 Hz 和 0.13%。

3　刚性隔热瓦间缝隙大小对舱段结构动特性影响规律分析

针对刚性隔热瓦式热防护舱段结构，开展自由-自由边界条件下刚性隔热瓦间缝隙大小分别为 0.8、1.0、1.5 mm 的模态分析，刚性隔热瓦尺寸均为 200 mm，刚性隔热瓦间缝隙大小不同的舱段模态频率见表 2。刚性隔热瓦间缝隙大小为 1.0、1.5 mm 舱段的呼吸、弯曲模态振型与瓦间缝隙大小为 0.8 mm 时类似，不再重复给出。

表 2　刚性隔热瓦间缝隙大小不同的舱段模态频率

Tab.2 The frequencies of the cabin with different gap size of rigid insulating tiles

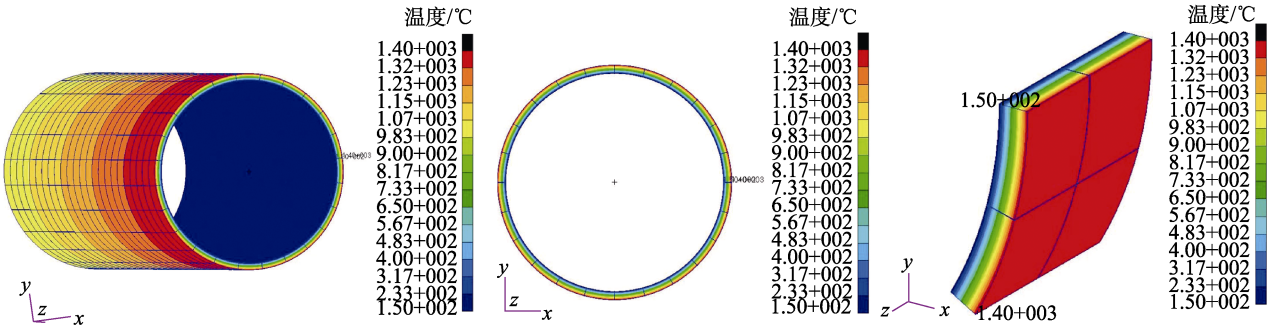
刚性隔热瓦间缝隙大小/mm	呼吸模态频率/Hz			弯曲模态频率/Hz
	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 1 阶
0.8	1.95	5.52	10.49	114.50
1.0	1.95	5.52	10.48	114.59
1.5	1.95	5.52	10.48	114.77

表 2 可知，在合理的设计范围内，刚性隔热瓦间缝隙大小对舱段呼吸模态频率和弯曲模态频率的影响均较小。从弯曲模态频率看，刚性隔热瓦间缝隙大小从 0.8 mm 增加至 1.5 mm 时，舱段第 1 阶弯曲模态频率从 114.50 Hz 提高至 114.77 Hz，提高的绝对幅度和相对幅度分别为 0.27 Hz 和 0.24%。

4　热环境对刚性隔热瓦式热防护舱段结构动特性影响规律分析

针对刚性隔热瓦式热防护舱段结构，开展自由-自由边界条件下热环境对舱段结构动特性影响规律研究，刚性隔热瓦尺寸为 200 mm，瓦间缝隙大小取 0.8 mm。原因是，如果瓦间缝隙大小为 0.8 mm 时，温度场产生的热变形不会导致刚性隔热瓦间缝隙消失，刚性隔热瓦相互接触，那么缝隙尺寸为 1.0、1.5 mm 时，上述问题更不可能发生。

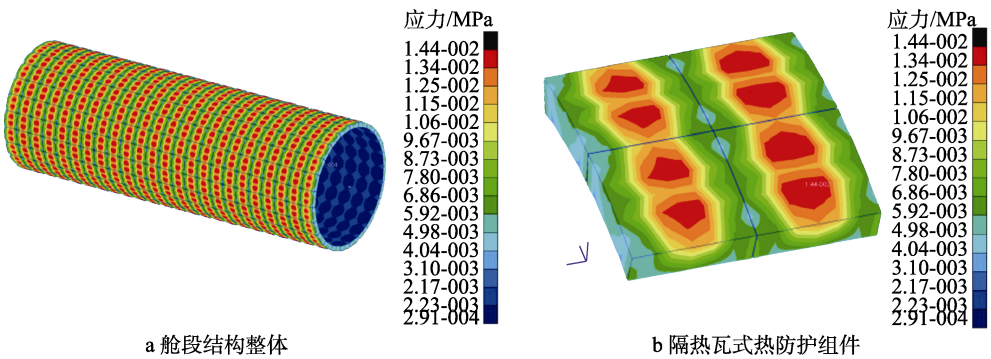
舱段结构典型热环境条件：外表面一端温度为 1 400 ℃，另一端温度为 1 000 ℃，中间为线性插值，内表面冷结构温度为 150 ℃。首先进行热环境下舱段结构的稳态热传导分析，获得热环境下舱段结构的温度场分布，然后将温度场作为载荷，进行舱段结构的热模态分析。图 6 为热环境下舱段结构温度场分布云图，可以看出，舱段结构存在轴向和厚度方向两个方向的温度梯度。图 7 和图 8 分别为热环境下舱段结构



a 舱段轴向　　b 舱段环向　　c 隔热瓦式热防护组件

图 6　温度场云图

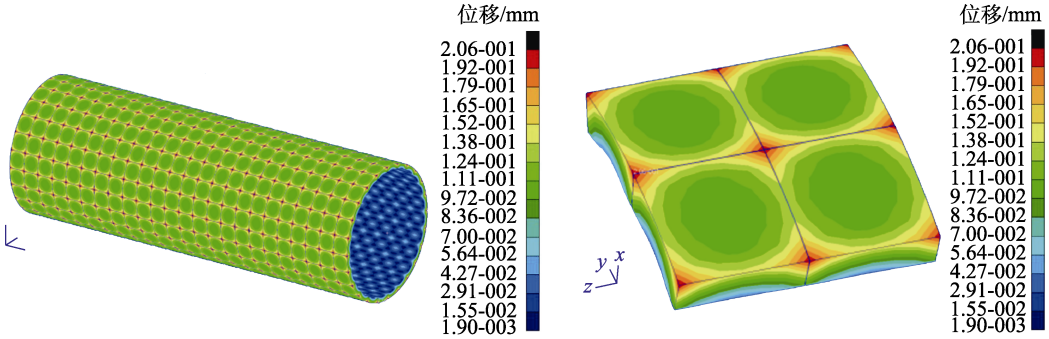
Fig.6 The contour of the temperature field: a) axial; b) circular: c) the TPS module with rigid insulating tiles



a 舱段结构整体　　b 隔热瓦式热防护组件

图 7　Mises 应力云图

Fig.7 The contour of the Mises stress: a) the cabin; b) the TPS module with rigid insulating tiles



a 舱段结构整体　　b 隔热瓦式热防护组件

图 8　位移云图

Fig.8 The contour of the displacement: a) the cabin; b) the TPS module with rigid insulating tiles

热应力及热载荷引起的位移云图。从热应力云图看，热环境下舱段结构热应力很小，最大为 0.014 4 MPa。从热载荷引起的位移云图看，热环境下舱段结构的位移也很小，最大为 0.206 mm。由此可知，刚性隔热瓦间缝隙尺寸取 0.8 mm 时，满足要求，温度场产生的热变形不会导致刚性隔热瓦间缝隙消失，即不会出现刚性隔热瓦间相互接触的情况。

常温和热环境下舱段结构模态频率见表 3。从表 3 中可知，与常温相比，热环境下呼吸模态频率略有升高，弯曲模态频率略有降低，幅度均很小。从弯曲模态频率看，温度载荷导致舱段结构弯曲模态频率降低的绝对幅度和相对幅度分别为 0.02 Hz 和 0.017%。

表 3　常温和热环境舱段模态频率

Tab.3 The frequencies of the cabin under room and high temperature

温度工况	呼吸模态频率/Hz			弯曲模态频率/Hz
	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 1 阶
常温	1.95	5.52	10.49	114.50
热环境	1.96	5.53	10.50	114.48

5　结论

本文以航天飞机刚性隔热瓦式热防护系统为研究对象，建立了刚性隔热瓦式热防护舱段结构动力学模型，分别研究了自由-自由边界条件下刚性隔热瓦尺寸及瓦间缝隙大小对舱段结构动特性的影响规律。在此基础上，进一步分析了热环境对刚性隔热瓦式热防护舱段结构动特性的影响规律，给出了热环境下舱段结构的温度场分布、热应力、热变形云图，并将热环境下舱段结构动力学特性与常温环境进行了对比。可以得到如下结论。

1）刚性隔热瓦尺寸对舱段结构模态频率的影响较小。

2）刚性隔热瓦间缝隙大小对舱段结构模态频率的影响也较小。

3）温度场产生的热变形很小，不会导致刚性隔热瓦间缝隙消失，即不会出现刚性隔热瓦间相互接触的情况；温度场产生的热应力也很小，因此热环境对舱段结构模态频率的影响也较小。

参考文献：

[1] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 应用数学和力学, 2008, 29(1): 47-56.
YANG Ya-zheng, YANG Jia-ling, FANG Dai-ning. Research Progress on the Thermal Protection Materials and Structures in Hypersonic Vehicles[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2008, 29(1): 47-56.

[2] 吴江. 飞航导弹热防护技术发展趋势[J]. 强度与环境, 2009, 36(1): 57-63.
WU Jiang. Development of Thermal Protection Techniques for Aerodynamic Missile[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(1): 57-63.

[3] 李志强, 吴振强, 魏龙, 等. 热防护系统结构完整性试验评估技术研究进展[J]. 强度与环境, 2020, 47(5): 19-27.
LI Zhi-qiang, WU Zhen-qiang, WEI Long, et al. Advances of Structural Integrity Test Evaluation Techniques for Thermal Protection Systems[J]. Structure & Environment Engineering, 2020, 47(5): 19-27.

[4] CLAY C L. High Speed Flight Vehicle Structures: An Overview[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(5): 978-985.

[5] GLASS D. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Virginia: AIAA, 2008: 2682.

[6] 王康太, 冯坚, 姜勇刚, 等. 陶瓷纤维刚性隔热瓦研究进展[J]. 材料导报, 2011, 25(23): 35-39.
WANG Kang-tai, FENG Jian, JIANG Yong-gang, et al. Development of Ceramic Fiber Rigid Insulation Tiles[J]. Materials Review, 2011, 25(23): 35-39.

[7] 杨海龙, 周洁洁, 姚先周, 等. 刚性隔热瓦重复使用性评价研究[J]. 宇航材料工艺, 2014, 44(5): 61-64.

YANG Hai-long, ZHOU Jie-jie, YAO Xian-zhou, et al. Evaluation on Reusability of Ceramic Fiber Rigid Insulation Tiles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2014, 44(5): 61-64.

[8] 汪艳秋, 王志瑾, 叶红. 平板阵列隔热瓦几何参数的分析与优化[J]. 航天器环境工程, 2019, 36(3): 223-228.
WANG Yan-qiu, WANG Zhi-jin, YE Hong. Optimization of Geometric Parameters for Planar Array Thermal Insulation Tiles[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(3): 223-228.

[9] 董永朋, 辛健强, 徐腾飞, 等. 刚性隔热瓦瞬态热传导及影响研究[J]. 强度与环境, 2018, 45(4): 54-59.
DONG Yong-peng, XIN Jian-qiang, XU Teng-fei, et al. Research and Analysis of Transient Heat Transfer on the Rigid Ceramic Tile[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(4): 54-59.

[10] 龚红明, 陈景秋, 李理, 等. 湍流条件下防热瓦缝隙热环境特性实验研究[J]. 实验流体力学, 2015, 29(2): 13-18, 25.
GONG Hong-ming, CHEN Jing-qiu, LI Li, et al. Experimental Investigationon the Aerodynamic Heating to Tile-to-Tile Gaps in Tubulent Bouandry Layer[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 13-18, 25.

[11] 秦强, 马建军. 陶瓷防热瓦间缝隙气动加热规律研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(5): 42-46, 51.
QIN Qiang, MA Jian-jun. Aerodynamic Heating in Gaps among Ceramic Insulating Tiles Array[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(5): 42-46, 51.

[12] 秦强, 蒋军亮. 金属 TPS 蜂窝盖板的热梯度诱导变形计算[J]. 装备环境工程, 2011, 8(3): 34-37.
QIN Qiang, JIANG Jun-liang. Calculation of Deformation Induced by Thermal Gradient of Metallic TPS Honeycomb[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(3): 34-37.

[13] 唐功跃, 吴国庭, 姜贵庆. 缝隙流动分析及其热环境的工程计算[J]. 中国空间科学技术, 1996, 16(6): 1-7.
TANG Gong-yue, WU Guo-ting, JIANG Gui-qing. Flow Analysis and Numerical Computation of Thermal Environment in Gaps[J]. Chinese Space Science and Technology, 1996, 16(6): 1-7.

[14] 徐超, 张铎. 高超声速飞行器热防护系统尺寸优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(1): 65-69.
XU Chao, ZHANG Duo. Size Optimization of Thermal Protection Systems for Hypersonic Aircraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(1): 65-69.

[15] 尹凯军, 王志瑾. 可重复使用飞行器陶瓷瓦热防护系统尺寸优化分析[J]. 飞机设计, 2011, 31(3): 24-27.
YIN Kai-jun, WANG Zhi-jin. Analysis of Ceramic Tile Thermal Protection System Size Optimization for Reusable Launch Vehicle[J]. Aircraft Design, 2011, 31(3): 24-27.

[16] 叶红, 王志瑾. 高超声速飞行器热防护结构参数优化及对比分析[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(5): 516-521.
YE Hong, WANG Zhi-jin. The Optimization and Comparison of Thermal Protection Structures for Hypersonic Aircraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(5): 516-521.

[17] 任青梅, 成竹. 可重复使用热防护系统试验验证技术概述[J]. 强度与环境, 2010, 37(6): 55-62.
REN Qing-mei, CHENG Zhu. Development of Verification Test Technology for Reusable Thermal Protection Systems[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(6): 55-62.

[18] 任青梅, 刘一鸣, 成竹, 等. 热防护系统热真空模拟试验技术[J]. 装备环境工程, 2009, 6(6): 64-68.
REN Qing-mei, LIU Yi-ming, CHENG Zhu, et al. Investigation of Thermal Vacuum Simulation Test for Thermal Protection System[J]. Equipment Environmental Engineering, 2009, 6(6): 64-68.

[19] 黄世勇, 杨勇. C/SiC 刚性热防护结构热力耦合分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(3): 15-17.
HUANG Shi-yong, YANG Yong. Aeroheating and Structural Coupled Analysis for C/SiC Rigid External Thermal Protection System[J]. Missiles and Space Vehicles, 2012(3): 15-17.

[20] 任青梅, 杨志斌, 成竹, 等. 气动加热与结构温度场耦合分析平台研发技术[J]. 强度与环境, 2009, 36(5): 33-38.
REN Qing-mei, YANG Zhi-bin, CHENG Zhu, et al. Development of the Platform for Analysis Coupling Aeroheating and Structural Temperature Field[J]. Structure & Environment Engineering, 2009, 36(5): 33-38.

[21] DERAR H D. Effect of Thermal Protection System on Vibration of Aerospace Structural Panels[D]. Maine: University of Maine, 2008.

[22] 唐陶, 洪良友, 王帅, 等. 动载下热防护系统典型组件防热有效性研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(4): 43-48.
TANG Tao, HONG Liang-you, WANG Shuai, et al. Thermal Protection Validity Research on a Typical Component of Thermal Protection System under Dynamical Loads[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(4): 43-48.

[23] 刘悦, 胡淑玲, 夏巍. 考虑间隙内流的陶瓷隔热瓦气动载荷分析[J]. 应用力学学报, 2019, 36(2): 267-272.
LIU Yue, HU Shu-ling, XIA Wei. Analysis of Aerodynamic Loads of Ceramic Tiles Considering Internal Flow[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2019, 36(2): 267-272.

[24] 李宇峰, 贺利乐, 张璇, 等. 典型热防护壁板结构的热模态分析[J]. 应用力学学报, 2017, 34(1): 43-49, 194.
LI Yu-feng, HE Li-le, ZHANG Xuan, et al. Thermal Modal Analysis of Typical Thermo-Defend Panel Structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2017, 34(1): 43-49, 194.

[25] 王亮, 陈怀海, 贺旭东. 金属热防护系统动力学建模研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 639-643.
WANG Liang, CHEN Huai-hai, HE Xu-dong. Study on Dynamic Modeling of Metallic Thermal Protection System[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(5): 639-643.

[26] 黄红岩, 苏力军, 雷朝帅, 等. 可重复使用热防护材料应用与研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 023716.
HUANG Hong-yan, SU Li-jun, LEI Chao-shuai, et al. Reusable Thermal Protective Materials: Application and Research Progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 023716.

责任编辑：刘世忠