

# 大尺寸整体 C/SiC 复合材料蒙皮骨架松动问题分析

张利鹏 侯保江 辛克浩 孙亦璋 王成华

(北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076)

**文 摘** 针对大尺寸整体 C/SiC 复合材料骨架和蒙皮结构在 165 dB 热噪声试验调试过程中出现的蒙皮松动问题分析,提出了蒙皮与骨架装配时空悬面积过大引起蒙皮呼吸振动幅度增加,从而导致噪声振动环境中蒙皮松动的现象。仿真分析表明,在相同的加速度激励下随着蒙皮与骨架局部空悬面积变大,位移响应增大 1.72 倍;通过装配间隙为 0.2、0.6、1 mm 的 3 组平板试验件进行验证,当蒙皮与骨架间隙较大时,其胶层厚度也较大,经过多次热加载后,胶层粘接性能下降,蒙皮与骨架之间空悬现象显现,在振动激励下导致蒙皮松动。最后提出了大尺寸复合材料蒙皮与骨架装配时需保证最大间隙不超过 0.3 mm 的改进措施。

**关键词** 碳/碳化硅,蒙皮松动,呼吸效应,问题分析

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.04.020

## Analysis on the Looseness of the Skin and Skeleton of Large-scale Integral Carbon/Silicon Carbide Composite

ZHANG Lipeng HOU Baojiang XIN Kehao SUN Yizhang WANG Chenghua

(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076)

**Abstract** The skin looseness of large-scale integral carbon/silicon carbide composite skeleton and skin structure in 165 dB thermal noise test was analyzed. The mechanism of skin looseness in noise and vibration environment was proposed, which was caused by the increase of breathing vibration amplitude of skin due to the large free hanging area of skin and skeleton assembly. The simulation results show that the displacement response increase about 1.72 times with the increase of local free hanging area of the skin and skeleton under the same acceleration excitation. Three groups of flat plate test pieces with assembly clearance of 0.2, 0.6 and 1 mm are used to verify that the skin looseness problem is repeated. When the gap between the skin and the skeleton is large, the thickness of the adhesive layer is also larger. After several times of thermal loading, the adhesive performance of the adhesive layer decreases, and the air suspension phenomenon between the skin and the skeleton appears, which leads to the skin loosening under the vibration excitation. Finally, the improvement measures are put forward to ensure that the maximum gap between the large-scale skin and the skeleton is not more than 0.3 mm.

**Key words** C/SiC, Skin loose, Respiratory effect, Problem analysis

### 0 引言

C/SiC 复合材料即碳纤维增强陶瓷基体复合材料,具有优异的抗烧蚀性能、高比强度、高比模量、耐热冲击等特点,是一种性能可设计的新型高性能复合材料<sup>[1]</sup>。在空气中使用时,当环境温度达到 1 500 °C 时仍然可以保持良好的力学性能,广泛应用于火箭喷管、航天飞机等高温耐磨的航空航天技术领域<sup>[2]</sup>。随着航天型号中大尺寸舵翼结构研制需求增加,C/SiC 复合材料蒙皮和骨架的应用也越来越多,蒙皮与骨架的可靠连接也至关重要<sup>[3]</sup>。本文针对

某型大尺寸舵面结构采用整体 C/SiC 材料制备而成的骨架和蒙皮结构在经历 4 次热加载试验后出现 165 dB 热噪声试验调试过程中出现的蒙皮松动问题进行机理分析,并提出改进措施。

### 1 问题描述

某型号舵面形状类似于飞机 V 形尾翼,外形尺寸为 1 500 mm×900 mm×130 mm,舵面尺寸较大,采用了蒙皮+骨架结构形式,局部连接结构如图 1 所示。蒙皮厚度为 4 mm,通过 61 个沉头螺钉与骨架连接,蒙皮和骨架均为整体改性 C/SiC 材料一体成形,采用

收稿日期:2021-05-19

第一作者简介:张利鹏,1989 年出生,硕士,工程师,主要从事再入飞行器设计工作。E-mail:zlp0410@163.com

液相浸渍工艺,经过多轮复合制得,蒙皮与骨架装配时贴合面需涂高温胶。沉头螺钉材料与骨架蒙皮相同,螺纹规格 M8,螺钉连接时涂抹高温胶,并施加拧紧力矩 2.5 N·m。

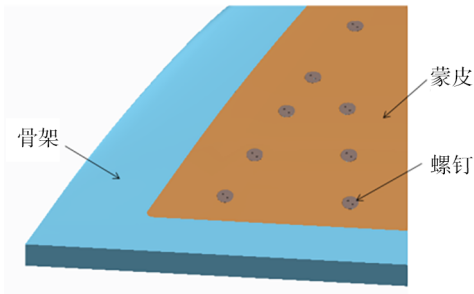


图1 舵面局部结构

Fig. 1 Local structure of rudder surface

骨架局部结构如图2所示,骨架与蒙皮贴合面设有肋板。

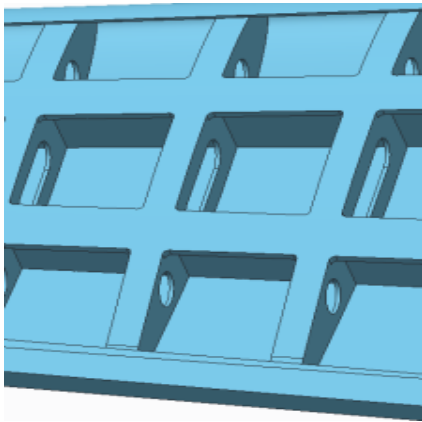


图2 骨架局部结构

Fig. 2 Local structure of skeleton

骨架和蒙皮生产过程中的随炉板力学性能如表1所示。

表1 C/SiC 复合材料性能  
Tab. 1 Properties of C/SiC

拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	压缩强度 /MPa	压缩模量 /GPa	层间剪切强度/MPa	面内剪切强度/GPa
264	67	280	64	26	79

舵面骨架和蒙皮装配后进行 165 dB 热噪声试验调试,检查发现蒙皮与骨架贴合面大面积出现松动,有明显“按压松动”迹象,但 61 个螺钉中仅 5 个螺钉出现松动,其余仍为拧紧状态。

## 2 机理分析

### 2.1 理论分析

蒙皮与骨架之间主要通过复合材料沉头螺钉紧固连接,以确保使用过程中蒙皮与骨架能始终贴合,避免蒙皮松动并传递有效载荷<sup>[4]</sup>。蒙皮与骨架接触面间不可避免存在“空悬”面积,“空悬”面积越大蒙

皮呼吸振动效应越明显,越易导致螺钉或蒙皮松动甚至断裂<sup>[5]</sup>。设计上采取以下措施控制蒙皮与骨架贴合状态:

(1)对骨架网格结构进行优化,在满足质量和承载等约束条件下,通过增加骨架网格数量的方式减小“空悬”面积;

(2)在设计准则允许的情况下增加螺钉数量,以提高骨架蒙皮结构耐受冲击/振动环境能力;

(3)在装配过程中控制蒙皮和骨架装配间隙,尽量减少间隙,防止“空悬”面积增大,提高骨架蒙皮结构耐受冲击/振动环境的适应能力<sup>[6]</sup>。

对产品进行检查发现蒙皮与骨架贴合存在较大面积间隙,测量结果表明蒙皮与骨架大部分间隙均超过 0.3 mm,局部间隙甚至超过 1 mm。图3为蒙皮与骨架某处间隙实测情况,结果为 0.4 mm。



图3 蒙皮与骨架间隙实测值

Fig. 3 Clearance between skeleton and skin

在理想贴合或间隙较小情况下,通过螺钉紧固+小缝隙粘接的方式可以实现蒙皮与骨架间可靠连接;但当间隙较大时,即使采取加胶措施若不填充布处理,在高温和振动载荷作用下因胶层失效物质流失,螺钉将很难将蒙皮与骨架紧固和可靠连接,由于贴合面“空悬”从而造成蒙皮松动现象发生。

而 61 个螺钉中仅 5 个螺钉出现松动,但大面积蒙皮已经松动,松动的复合材料螺钉均处于蒙皮与骨架之间的空悬区域,根据螺钉松动产生的机制,可以判断此 5 个螺钉松动是由于蒙皮松动后引起局部区域响应放大产生的。

### 2.2 仿真分析

模态频率是表征结构振动的固有特性,根据模态差异可以定性评估其对噪声引起的振动环境适应性的趋势,据此开展了蒙皮和骨架连接区局部结构的对比分析,建立相应模型使用有限元方法分析“空悬”面积大小对蒙皮“呼吸”振动的影响程度。

工况 1 为蒙皮和骨架贴合较好状态,计算模型如图 4 所示。该约束条件下一阶模态频率与振型结果如图 5 所示。从模态分析结果看,在蒙皮四周与骨架连接良好的情况下,蒙皮与骨架局部结构的一阶频率为 1 941.7 Hz。

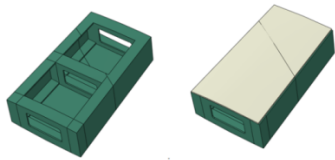


图4 工况1蒙皮和骨架贴合较好

Fig. 4 The first condition that the skin fits well with the skeleton

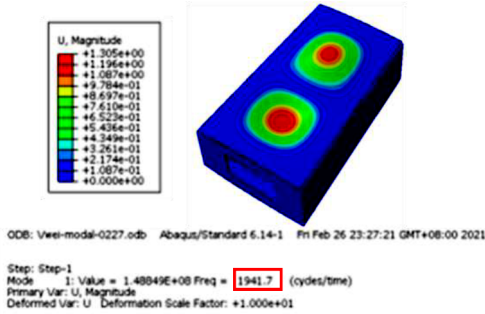


图5 工况1一阶频率

Fig. 5 The frequency of the first condition

工况2为蒙皮和骨架中间不贴合状态,如图6所示,取中间桁条为非粘接状态。该约束条件下一阶模态频率与振型结果如图7所示。从模态分析结果看,当其中一块骨架与蒙皮连接出现异常,即存在间隙没有紧密连接在一起时,此时空腔蒙皮的区域变大,从而局部的模态频率迅速降低,一阶模态频率为1481.8 Hz,比正常状态下降低约500 Hz。

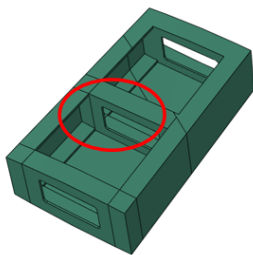


图6 工况2蒙皮与骨架贴合较差

Fig. 6 The second condition that the skin fits bad with the skeleton

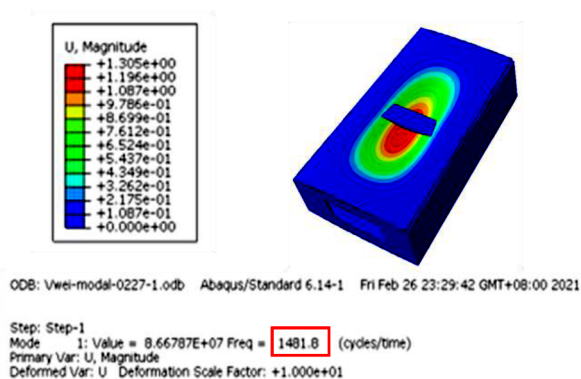


图7 工况2一阶频率结果

Fig. 7 The frequency of the second condition

对于简谐振动,加速度与幅值的关系为:

$$X_m = \frac{A_m}{\omega^2} \quad (1)$$

$$\omega = 2\pi f \quad (2)$$

式中, $X_m$ 为位移幅值, $A_m$ 为加速度, $\omega$ 为角频率, $f$ 为频率。

在相同的加速度下,位移幅值与结构的频率平方成反比,即<sup>[7]</sup>:

$$\frac{X_{m1}}{X_{m2}} = \left(\frac{f_2}{f_1}\right)^2 \quad (3)$$

按工况1和工况2的模态计算结果,将一阶频率代入公式(3),可得:

$$\frac{X_{m1}}{X_{m2}} = \left(\frac{f_2}{f_1}\right)^2 = \left(\frac{1941.7}{1481.8}\right)^2 = 1.72 \quad (4)$$

从而可知,因蒙皮与骨架局部空悬面积的变大,在相同的加速度激励下,位移响应会增大约1.72倍。空悬面积越大,引起的位移响应也越大。

从噪声试验的破坏机理分析中,噪声源的主要破坏方式就是引起薄壁结构的振动响应,从而导致蒙皮区域的结构破坏<sup>[8]</sup>。若蒙皮与骨架存在间隙,则空腔蒙皮的区域扩大,不仅局部的“呼吸”频率会降低,也会导致该处蒙皮的振动响应异常放大,加速紧固螺钉的失效,严重会导致局部区域蒙皮应力集中乃至破坏。

### 3 试验验证

#### 3.1 试验件状态

为了验证蒙皮与骨架之间间隙对振动响应的影响,设计了蒙皮与骨架间隙分别为0.2、0.6、1 mm的局部典型平板粘接试验件,结构形式和典型特征尺寸如图8所示粘接后的试验件状态见图9。试验件材料均为C/SiC复合材料,蒙皮与骨架连接30 mm内为涂胶区域,其余区域为非涂胶区,模拟蒙皮与骨架之间的连接状态。

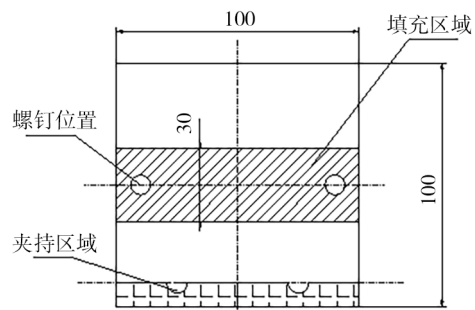


图8 局部典型平板尺寸

Fig. 8 The size of local typical flat

#### 3.2 试验条件

根据力热强度试验热载荷条件和165 dB噪声试验实测振动响应数据进行包络,确定平板试验件载荷条件。

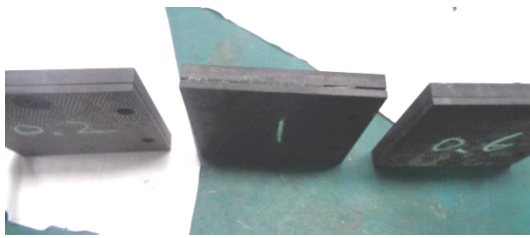


图9 平板试验件状态

Fig. 9 The flat test products

每个试验件重复施加4次热加载,前三次加载按图10所示背风面载荷条件加载,最后一次按图11所示迎风面载荷条件加载。

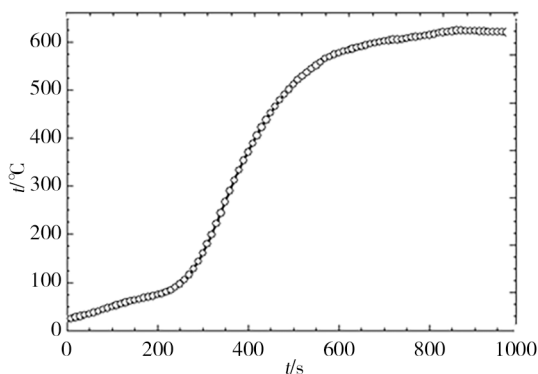


图10 背风面热载荷条件

Fig. 10 Thermal loading conditions on leeward side

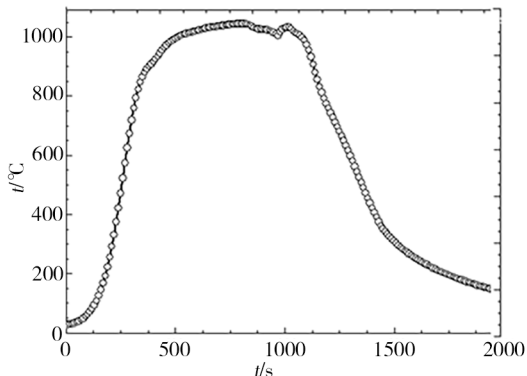


图11 迎风面热载荷条件

Fig. 11 Thermal loading conditions on windward side

振动试验条件根据165 dB噪声试验调试过程中蒙皮响应实测进行了包络,同时考虑振动台设备能力,最终确定的试验条件如表2所示。

表2 平板验证试验随机振动试验条件

Tab. 2 The conditions of random vibration test

方向	$f/\text{Hz}$	功率谱密度 $/g^2 \cdot \text{Hz}^{-1}$	$t/s$	加速度均方根值/ $g$
垂直板面	20	0.01	20	98
	100	5		
	2000	5		

### 3.3 试验过程

热加载试验首先进行3次背风面加热曲线加载,随后进行一次迎风面加热曲线加载,在每次加载后

都自然冷却至自然温度并对结构进行目视检查,确认胶层无异常后进行下一次加载<sup>[9]</sup>,试验过程如图12所示。



图12 热加载试验过程

Fig. 12 The process of thermal loading test

振动试验状态如图13所示。



图13 振动试验状态

Fig. 13 The status of vibration test

### 3.4 试验结果

在热加载试验前后均对3块平板缝隙处的胶层进行了外观检查,同时在热加载试验后也对平板进行了按压检查,均未发现明显的异常。

在进行完随机振动试验后,对3个平板试验件进行了检查,三种状态紧固螺钉均仍处于紧固状态,但蒙皮与骨架之间状态不一致,结果如下:

(1)0.2 mm胶层厚度的试验件外观检查胶层无异常,同时按压平板结构无异常,如图14所示;



图14 间隙为0.2 mm平板试验后状态

Fig. 14 The state after test of 0.2 mm clearance falt

(2)0.6 mm胶层厚度的试验件外观检查胶层有轻微疏松异常,按压平板可感受轻微晃动,测量蒙皮与骨架之间的间隙约为0.73 mm,如图15所示;

(3)1 mm胶层厚度的试验件部分胶层脱落,按压

平板可以明显感觉到两板之间未明显贴合,存在一定的按压间隙量,同时在按压时可以听见胶层有“吱吱”响声。测量蒙皮与骨架之间的间隙达到 1.45 mm,三种状态紧固螺钉均仍处于紧固状态,如图 16 所示。



图 15 间隙为 0.6 mm 平板试验后状态

Fig. 15 The state after test of 0.6 mm clearance flat



图 16 间隙为 1 mm 平板试验后状态

Fig. 16 The state after test of 1 mm clearance flat

试验结果表明:在振动试验过程中,自由端承受大量级振动激励,当胶层在经历多次热加载后其脱离性能下降,自由端可能出现了脱粘的可能,但因紧固螺钉仍有限位作用,无法出现大变形的可能,故自由端会出现间隙变大的现象<sup>[10]</sup>。

#### 4 结论

(1)蒙皮与骨架接触面间不可避免存在“空悬”面积,“空悬”面积越大蒙皮呼吸振动效应越明显,越易导致蒙皮或连接螺钉松动甚至断裂。

(2)随着蒙皮与骨架局部空悬面积的变大,在相同的加速度激励下,位移响应会增大约 1.72 倍。空悬面积越大,引起的位移响应也越大。

(3)当蒙皮与骨架之间间隙较大时,其胶层厚度也较大,在经过多次热加载后,胶层粘接性能会下降,蒙皮与骨架之间“空悬”现象显现,在较大振动响应激励下出现蒙皮松动。

(4)为了保证大尺寸 C/SiC 材料蒙皮骨架装配可靠,蒙皮与骨架装配时需保证最大间隙不超过 0.3 mm。

#### 参考文献

[1] 崔红,闫联生,刘勇琼,等. 掺杂改性 C/C 复合材料研究进展[J]. 中国材料进展,2011,30(11):13-17.

CUI Hong, YAN Liangsheng, LIU Yongqiong, et al. Advances on ceramic hybrid modified carbon/ carbon composites [J]. Materials China, 2011, 30 (11): 13-17.

[2] 王德文,曹旭,唐伟,等. 碳/碳-碳化硅复合材料制备及性能研究[J]. 真空科学与技术学报,2019,39(6):508-512.

WANG Dewen, CAO Xu, TANG Wei, et al. Synthesis and ablation resistance of C/C-SiC composite material: an experimental study [J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2019, 39(6): 508-512.

[3] 陆有军. 碳纳米颗粒改性碳化硅陶瓷基复合材料的制备及其性能研究[D]. 广州:华南理工大学,2014.

LU Youjun. Preparation and properties of ceramic composites with silicon carbide matrix and carbon nanoparticles [D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2014.

[4] SUO Tai, FAN Xueling, HU Guangli. Compressive behavior of C/SiC composites over a wide range of strain rates and temperatures [J]. Carbon, 2013, 16: 4481-4492.

[5] 王德文,查柏林,杨月诚,等. C/C 复合材料在再入模拟环境中烧蚀性能研究[J]. 推进技术, 2014, 35(8): 1080-1085.

WANG Dewen, ZHA Bailin, YANG Yuecheng, et al. Ablation characteristics of C/C composites in reentry simulation conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(8): 1080-1085.

[6] WANG H L, ZHANG C Y. Temperature dependency of inter laminar shear strength of 2D-C/SiC composites [J]. Materials and Design, 2011, 36(2): 172-176.

[7] 叶伟国,余国祥. 大学物理[M]. 北京:清华大学出版社,2012:84-94.

YE Weiguo, YU Guoxiang. College Physics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 84-94.

[8] 田野,王秀清,等. 关于简谐振动和简谐波的研究 [J]. 河北北方学院学报,2005,21(3):6-9.

TIAN Ye, WANG Xiuqing, et al. The study on simple harmonic vibration and simple harmonic wave [J]. Journal of Hebei North University, 2005, 21(3): 6-9.

[9] 解齐颖,张祎,等. 碳化物超高温陶瓷改性碳/碳复合材料工艺进展[J]. 碳素,2020,183(2):34-38.

XIE Qiyang, ZHANG Yi. Progress of fabricating processes of carbides modified C/C composites [J]. Carbon, 2020, 183(2): 34-38.

[10] 齐方方,王子钦,等. 超高温陶瓷基复合材料制备与性能的研究进展[J]. 济南大学学报(自然科学版),2019,33(1):8-14.

QI Fangfang, WANG Ziqin. Progress on preparation and properties of ultra-high temperature ceramic matrix composites [J]. Journal of University of Jinan (Science and Technology), 2019, 33(1): 8-14.