

基于振动测量的热防护结构脱粘损伤检测方法^{*}金嘉炜¹ 张超¹ 陶翀¹ 张宇鹏² 袁进浩¹ 季宏丽¹

(1. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室 南京 210016;

2 中国航天科工飞航技术研究院 创新研究院 北京 100074)

摘要:针对典型飞行器热防护结构脱粘损伤现场快速无损检测的需求,提出了一种基于敲击测量频响函数的脱粘损伤识别方法。首先,利用有限元方法建立了含脱粘损伤的热防护结构有限元模型并进行了振动特性分析,分析了脱粘损伤引起的结构局部刚度下降规律以及频响函数对脱粘损伤的敏感性;其次,确定了脱粘损伤识别的特征频率范围,给出了一个脱粘损伤指标;最后,采用力锤与激光多普勒测振仪对含脱粘的热防护结构进行了测量。实验结果表明,当脱粘面积达到60%时,脱粘损伤指标比健康件增加了1倍以上,当脱粘面积达到80%时,脱粘损伤指标为健康件的5倍以上,验证了所提出的方法能够有效识别出热防护结构的脱粘损伤。

关键词:热防护结构;模态分析;频响函数;脱粘检测

中图分类号: TH878 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4

Vibration based debonding damage detection of
thermal protection structuresJin Jiawei¹ Zhang Chao¹ Tao Chongcong¹ Zhang Yupeng² Qiu Jinhao¹ Ji Hongli¹(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Innovation and Research Institute of
HIWING Technology Academy, Beijing 100074, China)

Abstract: Debonding damage identification method based on the frequency response function measurement is proposed to meet the demand for rapid on-site nondestructive inspection of typical aircraft thermal protection structures. Firstly, a finite element model of the thermal protection structure with debonding damage was established using finite element method and vibration characteristic analysis was performed. In addition, the local stiffness reduction caused by debonding damage and the sensitivity of the frequency response function to debonding damage were analyzed. Then, a characteristic frequency range for debonding damage identification was given, and a debonding damage index was defined. Finally, a thermal protection structure with debonding damage was tested by using a force hammer and laser Doppler vibrometer. The experimental results show that when the debonding area reaches 60%, the debonding damage index is more than doubled compared to the healthy parts, and when the debonding area reaches 80%, the debonding damage index is more than five times that of the healthy parts, which verifies that the proposed method in this paper is able to identify the debonding damage of thermal protection structure effectively.

Keywords: thermal protection structure; modal analysis; frequency response function; debonding detection

0 引言

空天往返飞行器再入大气层时以高马赫状态长时间飞行,面临着严峻的气动加热环境^[1]。热防护结构(ther-

mal protection structure, TPS)具有防热、隔热、承载一体化的特性,为保护空天往返飞行器的飞行安全发挥了至关重要的作用。在热防护材料装配中,装配质量和粘接可靠性对可重复使用飞行器整体结构的安全至关重要。如果

收稿日期:2023-09-04

^{*} 基金项目:国家自然科学基金(52175141,52235003,51921003)、江苏省自然科学基金(BK20220133)项目资助

热防护材料发生脱粘,则会影响飞行器的正常飞行,甚至可能造成灾难性的后果。因此,国内外开展了大量 TPS 脱粘检测方法研究。

目前在脱粘检测方面,主要有红外热成像^[2-4]、吉赫兹与太赫兹回波^[5-6]、超声 C 扫^[7]、工业 CT 扫描^[8]等检测技术。上述脱粘无损检测方法对多种材料粘接结构的脱粘现象实现了准确识别,但针对飞行器热防护结构的脱粘损伤现场快速检测方法仍缺乏研究。国内对 TPS 脱粘损伤检测主要采用垂直于粘接面的拉伸试验方法,以及平行于粘接面的剪切试验方法^[9],但是此类方法可能会对粘接结构带来损伤。

基于振动测量的无损检测方法通过提取与结构损伤相关的动力学特征,分析特征的变化来判断结构的损伤状态,易实现电机等机械结构在线运行状态监测和故障诊断^[10-15]。该方法也能够实现结构的脱粘损伤检测,Zhang 等^[16]采用激振器对蜂窝结构施加宽频带激励,通过测量振动位移信号并利用一般形式的高阶导数方程提取结构振动特征实现对蜂窝夹层脱粘的识别。邓星宇^[17]将压电换能器粘接在被测试件上进行高频激励,通过扫描式激光多普勒测振仪识别结构的局部共振振型来识别复合材料层合板与蜂窝夹层板的脱粘损伤。叶子航等^[18]将压电换能器同时用作激励与采集,研究固体发动机在不同脱粘损伤下的高频局部振动响应曲线并进行定量分析。Xu 等^[19]基于薄板自由振动理论,采用光纤无损检测技术对复合材料的脱粘引起的局部振动异常进行识别。王军等^[20]、曹晖等^[21]将力锤作为激励源,研究了钢管混凝土柱在低阶模态下的非线性特性并用于脱粘损伤识别。吕鑫豪等^[22]对加筋板结构提出了亚谐波共振的脱粘非线性损伤识别方法。以上基于动力学测量的检测方法通常需要对结构进行激励并采集振动响应信号,如使用激振器、压电换能器、光纤传感器、加速器传感器等。但是,上述激励与采集设备的安装需要将其预埋在结构内或粘接在结构表面,不方便进行现场原位检测。因此需要开展针对于飞行器热防护结构脱粘在役原位测量的振动无损检测方法研究。

本文提出了一种基于敲击测量频响函数的脱粘损伤识别方法。利用有限元模态仿真与动力学仿真分析了脱粘损伤引起的结构局部刚度下降规律以及频响函数对脱粘损伤敏感的特性,并用力锤与激光多普勒测振仪对含脱粘的热防护结构进行了测量。实验结果表明,频响函数对脱粘损伤敏感,且随着脱粘面积的增大,频响函数曲线变化越明显。本文通过定义一个脱粘损伤指标,实现了 TPS 试件的脱粘损伤识别。

1 频响函数检测方法

频响函数(frequency response function, FRF)作为系统振动特性的描述方式,仅与系统本身有关。FRF 反映了动力学系统中输出响应与输入激励之间的关系:

$$H_{i,j}(\omega) = \frac{V_i(\omega)}{F_j(\omega)} \quad (1)$$

式中: $V_i(\omega)$ 为第 i 点振动速度响应信号的傅里叶变换; $F_j(\omega)$ 为施加在第 j 点处激振力的傅里叶变换。

本文采用力锤作为激励输入,力锤敲击 TPS 试件表面产生包含结构脱粘损伤信息的振动速度响应信号,如图 1、2 所示。

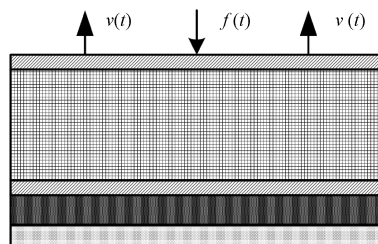


图1 完好界面示意图

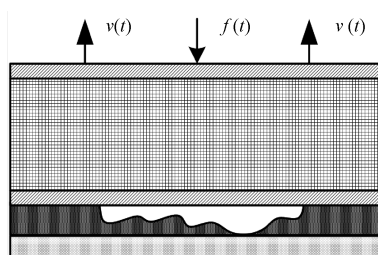


图2 脱粘界面示意图

激励信号由力锤内部的力传感器采集,试件振动速度响应信号由激光多普勒测振仪进行测量,并由系统软件计算得到结构的频响函数。FRF 常用于识别结构的模态参数,即模态频率、模态振型和模态阻尼比。对于发生脱粘损伤的 TPS 试件,界面脱粘导致结构刚度降低,当力锤敲击 TPS 脱粘面时,FRF 曲线幅值增加、结构固有频率降低,通过比较健康状态与脱粘损伤状态下 FRF 曲线的变化,可以实现对 TPS 试件脱粘损伤的识别。为了直观地判断 TPS 的脱粘状况,定义各个测点的脱粘损伤指标(debonding damage index, DDI)为:

$$DDI_{i,j} = \int_{\omega_1}^{\omega_2} |H_{i,j}(\omega)|^2 d\omega \quad (2)$$

式中:积分上、下限确定了脱粘损伤的检测频率范围; $\|$ 为 FRF 的求模运算。

根据式(2)可知,DDI 表征了一段频率范围内频响函数的脱粘损伤特征,频带的选取对提取脱粘损伤引起的 FRF 变化特征至关重要,因此需要选择合适的频率范围,使 DDI 能够实现对 TPS 的脱粘损伤识别。

2 TPS 脱粘的数值仿真

为了确定脱粘损伤的检测频率范围,采用有限元软件进行建模分析,研究 TPS 试件发生脱粘损伤后的频响函数变化特征。热防护材料由 3 层组成,其中包括两层面板

和一层气凝胶。采用硫化胶使热防护材料与机体金属铝结构粘接,为模拟脱粘,设置硫化胶层分别为健康时的20%与40%,结构脱粘示意图如图3所示。

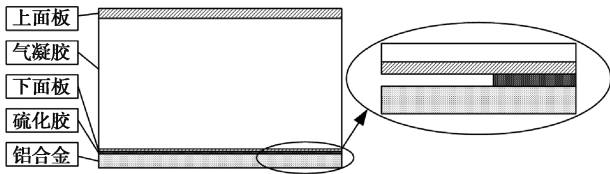


图3 TPS脱粘仿真示意图

在有限元仿真软件中对预制脱粘损伤的TPS进行建模,如图4所示。设置TPS-5为80%胶层脱粘,TPS-7为60%胶层脱粘,每个TPS的尺寸均设置为50 mm×50 mm,铝合金基板的尺寸为300 mm×300 mm,各个TPS的间距为5 mm。各层的材料参数与几何参数如表1所示。

表1 TPS材料与几何参数

材料	厚度/mm	密度/(t·m ⁻³)	弹性模量/MPa	泊松比
上面板	2.0	1.610	5 230	0.31
气凝胶	27.0	0.337	180	0.06
下面板	0.5	1.610	5 230	0.31
硫化胶	0.5	1.180	4 061	0.37
铝合金	2.9	2.720	72 000	0.33

本文有限元网格大小为2.5 mm,仿真模型如图4所示。

表2 TPS脱粘试件与健康试件的固有频率

健康试件模态阶数	1	2	3	—	4	5	6	7	—	8
健康试件固有频率/Hz	144.79	201.55	323.59	—	417.16	515.98	558.25	648.84	—	789.27
脱粘试件模态阶数	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
脱粘试件固有频率/Hz	142.67	199.36	300.21	394.76	411.91	489.00	547.63	644.61	733.01	778.07

从模态分析可以发现,当TPS试件发生脱粘损伤时,热防护材料与铝合金基板之间粘接刚度降低,使得脱粘损伤TPS试件的固有频率比健康TPS试件的固有频率平均降低了2.53%。预制脱粘损伤TPS试件存在着与健康TPS试件相类似的模态振型。而当TPS试件发生脱粘损伤时,由于热防护材料未能完好地粘接在铝合金基板上,在脱粘损伤区域会存在异常的模式振型。因此当预制脱粘损伤TPS试件的脱粘位置处于振型的波峰处时,会引起脱粘损伤位置处振动幅值的增加,如图6(a)、(c)、(e)、(f)所示。此外,预制脱粘损伤的TPS试件在前十阶模态中,除了与健康TPS试件相对应的模态以外,还存在脱粘损伤引起的特征模态。其中预制脱粘损伤TPS的第4阶模态为80%胶层脱粘损伤的局部共振模态,特征频率为394.76 Hz,第9阶模态为60%胶层脱粘损伤的局部共振模态,特征频率为733.01 Hz,模态振型如图6(d)、(i)

所示,其中红色框表示为脱粘区域,对TPS有限元模型进行划分网格得到42 640个八节点六面体单元、14 400个四节点四边形壳单元,网格单元总数量为57 040个,节点数为74 176个。

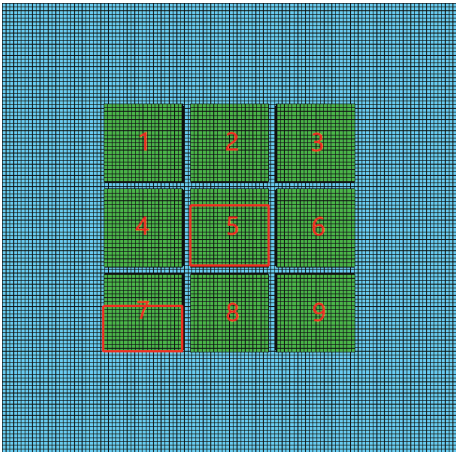


图4 TPS脱粘损伤有限元仿真模型

为进行对比分析,建立了无脱粘损伤的TPS模型,对两个模型试件的两侧施加固支约束,进行模态分析。本文采用Abaqus进行有限元仿真,在CPU型号为Intel Core i5-10500CPU@3.10 GHz,12 G内存的PC上运行。通过有限元软件求出系统的模态参数,得到健康试件的前八阶固有频率和脱粘损伤试件的前十阶固有频率,如表2所示。提取以上固有频率处的模态振型云图,如图5与6所示。

所示。

为模拟TPS的力锤激励试验进行动力学仿真,对TPS试件中心点施加宽频激励,提取结构的振动速度响应信号,并计算FRF进行分析。分别提取80%胶层脱粘损伤试件TPS-5的脱粘测点以及60%胶层脱粘损伤试件TPS-7的脱粘测点在0~1 500 Hz频率范围内的FRF曲线,并与健康TPS试件同一位置测点的频响函数进行对比分析,如图7、8所示。

图7中,TPS-5为80%胶层脱粘损伤试件,在第2个峰值处的频率比健康试件的频率降低了约20 Hz,而频响函数幅值增加了1倍。脱粘试件的频响函数在404 Hz处检测到了80%胶层脱粘损伤引起的局部共振特征,对应表2的第4阶模态。图8中,TPS-7为60%胶层脱粘损伤试件,在400与600 Hz内也同样存在着频响函数峰值频率的下降、幅值增加的现象,且在732 Hz处检测到了

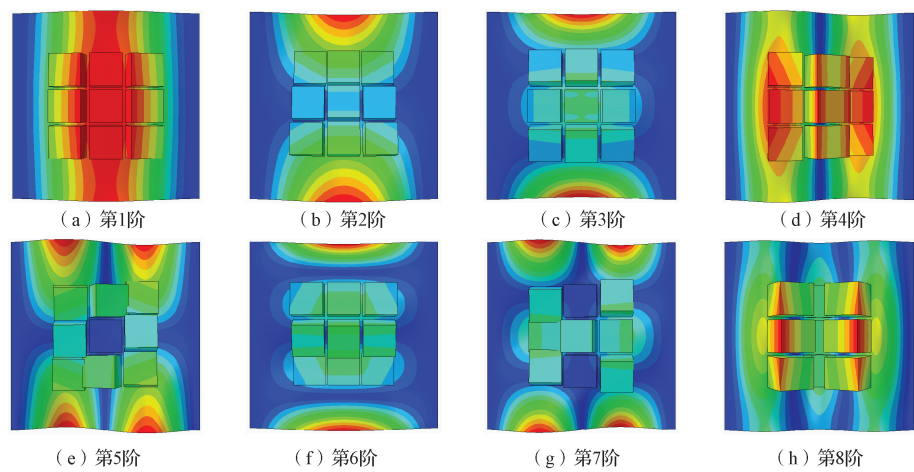


图5 健康 TPS 试件的模态振型云图

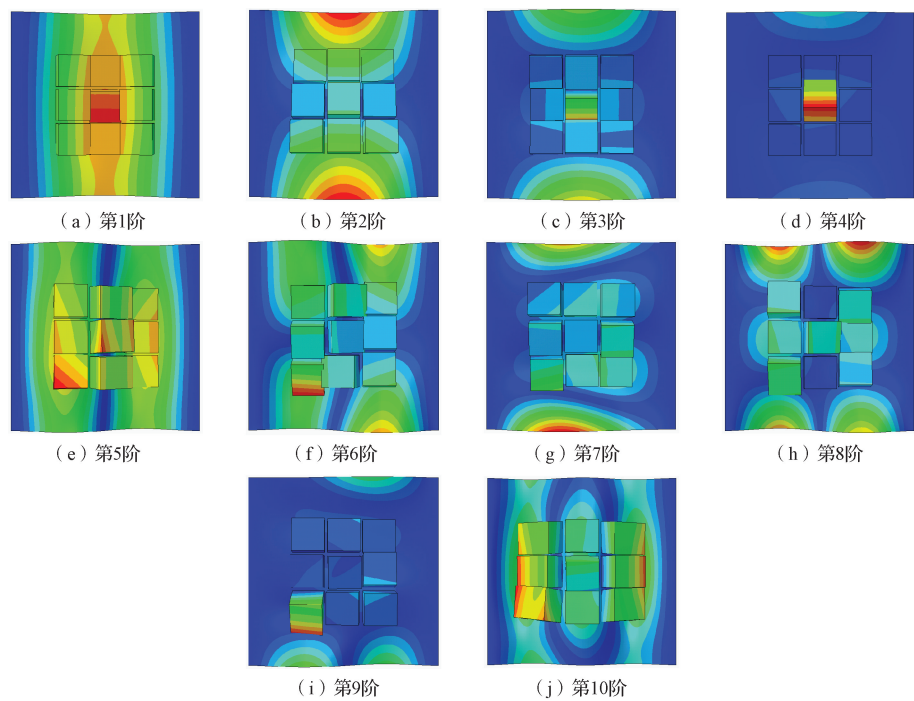


图6 脱粘损伤 TPS 试件的模态振型云图

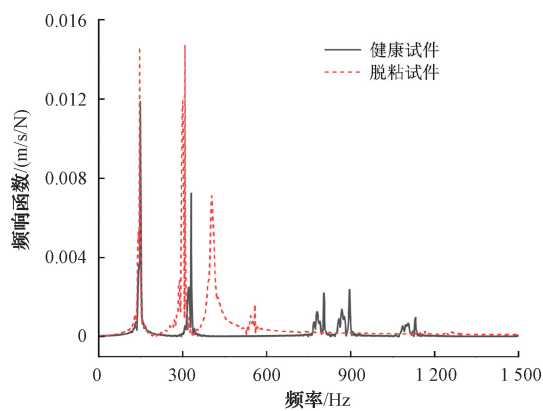


图7 80%胶层脱粘损伤 FRF 变化曲线

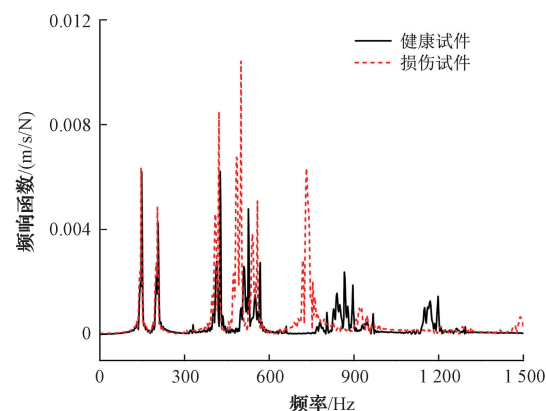


图8 60%胶层脱粘损伤 FRF 变化曲线

60%胶层脱粘损伤引起的局部共振特征,对应表2的第9阶模态。

对比脱粘损伤试件与健康试件的 FRF 曲线发现,脱粘导致结构刚度降低,机体结构对热防护材料的约束条件减弱,在脱粘损伤区域会存在局部共振的现象,使得 FRF 曲线在脱粘损伤特征频率处出现了新的峰值;此外当脱粘损伤位置在振型的波峰处时,会引起脱粘损伤位置处振动幅值的增加,以上均引起了 FRF 曲线局部包络面积的增加。

对图7与图8中 TPS 试件的 FRF 曲线进行分析可以发现,在 0~300 Hz 频率范围内,健康试件和损伤试件的固有频率是基本一致的;在 300~1 000 Hz 频率范围内,脱粘损伤试件在该频段内的 FRF 曲线存在明显的变化。因此,为了提取脱粘损伤引起的特征,选择 300~1 000 Hz 的频率范围作为后续研究关注的重点。

采用结构动力学仿真验证单点激励—采集的检测方式提取到的 FRF 曲线包含了结构的损伤模式信息,通过分析结构 FRF 曲线的损伤特征可以实现脱粘损伤检测。

3 TPS 频响函数试验

3.1 测试系统搭建

本文提出的方法旨在对安装在机体结构的 TPS 外表面进行频响函数的敲击测量,实现脱粘损伤的现场快速识别。TPS 试件厚度方向示意图如图9所示,其中热防护材料上表面为结构的外表面,铝合金基板下表面为结构的内表面。



图9 TPS试件厚度方向示意图

根据测试的频带需求,选择力锤型号为PCB公司的086C03,测量灵敏度为2.25 mV/N,测量范围为 $\pm 2\,224$ N。使用Polytec公司的PSV-500扫描式激光多普勒测振仪采集试件的速度响应信号,该系统具有友好的操作界面可以方便地计算得到频响函数。检测时使用夹具将TPS试件两侧用螺栓拧紧固定,实验设备如图10所示。其中测量的频率范围设置为0~5 kHz,采样率为12.5 kHz,采样时间为1.28 s。

3.2 数据采集试验

在完成试验设备的搭建之后,通过采集系统软件对试件进行测点布置,在每个TPS试件外表面布置9个点,TPS-1外表面的测点分布如图11所示,其中5号点为激励点,其余8个点为数据采集点。9块TPS共布置72个数据采集点,在试件内表面也布置对应位置的72个数据采集点。保持激励点的位置固定不动,移动振动响应测点的位置,对每一块TPS分别进行敲击试验。

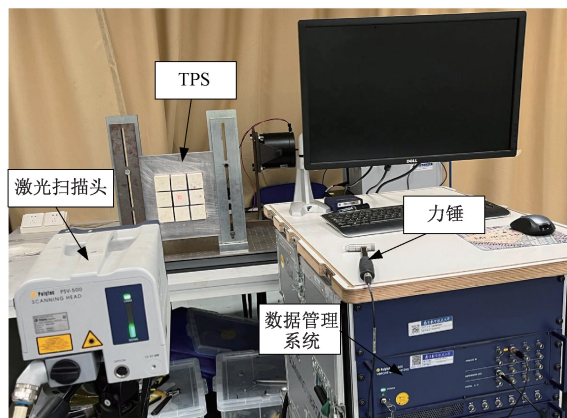


图10 TPS脱粘损伤检测试验设备

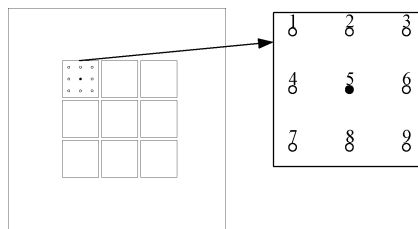


图11 测点分布示意图

为确保数据的准确性,对每一组信号采集5次求均值,并使用采集系统软件计算频响函数,在TPS试件的内表面和外表面进行采集,分别得到72组频响函数。

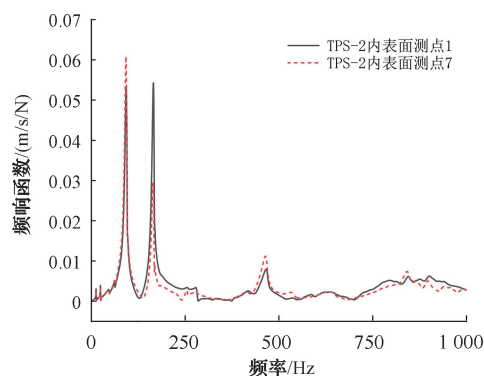
3.3 试验结果分析

将计算得到的FRF求模值,分别提取部分试件的1号测点与7号测点的FRF数据进行分析。对无脱粘损伤试件TPS-2的两个健康位置测点、大面积脱粘损伤试件TPS-5的健康位置测点和脱粘位置测点、小面积脱粘损伤试件TPS-7的健康位置测点和脱粘位置测点在0~1 000 Hz频率范围内的内表面FRF曲线进行分析,如图12所示。

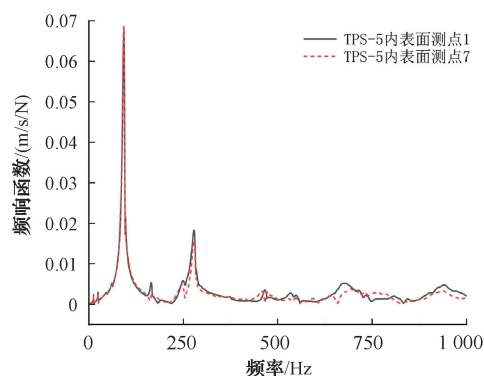
图12(a)为无损伤TPS试件内表面的FRF测试结果,可以发现测得的固有频率基本一致;图12(b)、(c)中脱粘损伤试件的FRF曲线变化也较小。说明在0~1 000 Hz频率范围内,TPS脱粘损伤对整体结构的FRF影响有限。

对图12各个测点在外表面对应位置处的FRF曲线进行分析,结果如图13所示。

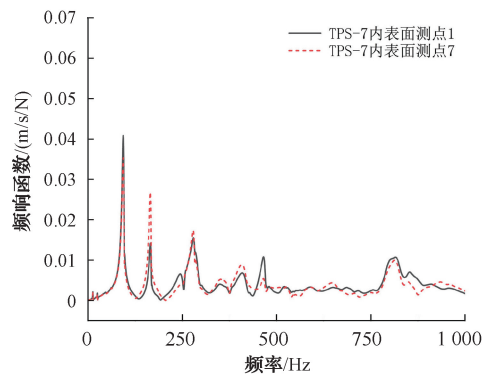
图13(a)中TPS-2为无脱粘损伤试件,可以发现两个测点测得FRF曲线变化较小,固有频率变化也不明显;图13(b)中TPS-5为大面积脱粘损伤试件,在670 Hz附近脱粘测点的共振频率较健康测点的共振频率大约降低了11 Hz,两个测点在530~800 Hz频率范围内均存在脱粘损伤引起的FRF幅值增加;图13(c)中TPS-7为小面积脱粘损伤试件,在814 Hz附近脱粘测点的共振频率较健康



(a) 无脱粘损伤TPS-2的FRF曲线

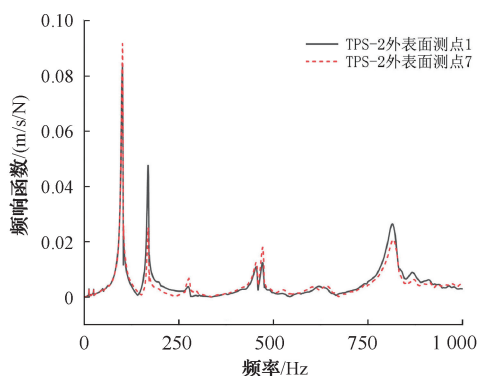


(b) 大面积脱粘损伤TPS-5的FRF曲线

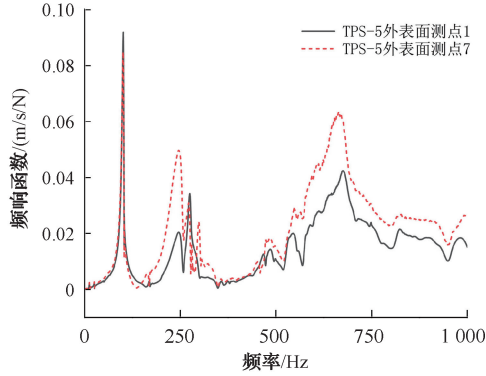


(c) 小面积脱粘损伤TPS-7的FRF曲线

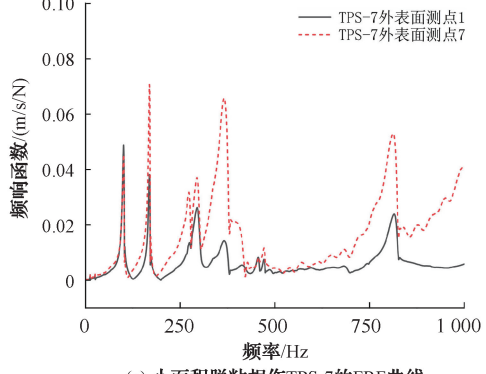
图12 TPS试件内表面部分测点的FRF曲线



(a) 无脱粘损伤TPS-2的FRF曲线



(b) 大面积脱粘损伤TPS-5的FRF曲线



(c) 小面积脱粘损伤TPS-7的FRF曲线

图13 TPS试件外表面部分测点的FRF曲线

测点的共振频率大约降低了2 Hz,脱粘测点在300~830 Hz频率范围内检测到脱粘损伤引起的FRF幅值升高。说明FRF在上述频带内对脱粘损伤敏感,因此设置脱粘损伤检测频率为300~850 Hz。

对比小面积脱粘损伤与大面积脱粘损伤的FRF曲线发现,脱粘面积增大导致了结构刚度减小,使FRF曲线测得的固有频率降低,同时增强了TPS的脱粘损伤特征,使FRF曲线幅值明显增加。

分别对健康试件TPS-2、小面积脱粘损伤试件TPS-7、大面积脱粘损伤试件TPS-5的测点7的FRF进行3次测量,如图14所示。从图14可以发现,不同脱粘面积下TPS试件的FRF曲线存在明显的差异,而在同一脱粘情况下,FRF曲线重复性较好。

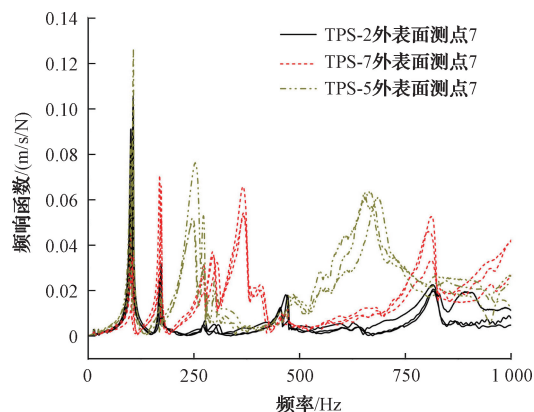


图14 不同TPS试件的FRF重复性测量

对每个 TPS 测点计算得到的 FRF 数据求 DDI, 用 DDI 的均值来表征 TPS 试件的脱粘状态。得到 TPS 试件内表面与外表面的 DDI 三维柱状图, 如图 15、16 所示。

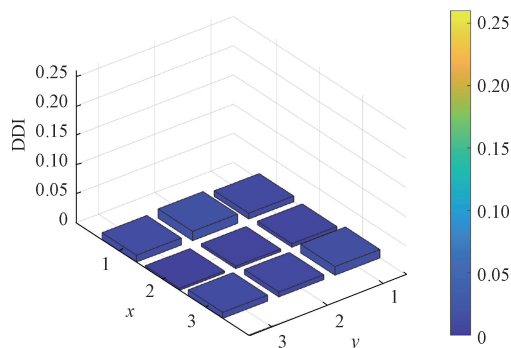


图 15 TPS 试件内表面 DDI

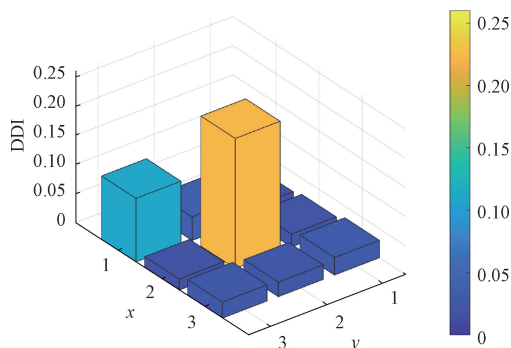


图 16 TPS 试件外表面 DDI

图 15 中, 各个 TPS 内表面 DDI 分布较为均匀, 最大值约为 0.015 8, 远小于外表面的脱粘损伤指标, 说明在 300~850 Hz 内, 结构整体的共振频率对 DDI 计算结果的影响较小。而图 16 中 TPS 试件外表面 DDI 最大值位于大面积脱粘损伤的 TPS-5, 约为 0.251 8; 小面积脱粘损伤的 TPS-7 其次, 约为 0.092 2; 无脱粘损伤的 TPS 试件 DDI 均小于 0.045 0。表明当 DDI 明显增高时, TPS 粘接结构存在一定面积的脱粘损伤。

为验证该方法的可靠性, 对 TPS 外表面进行了测试实验, 计算脱粘损伤指标, 如图 17 所示。

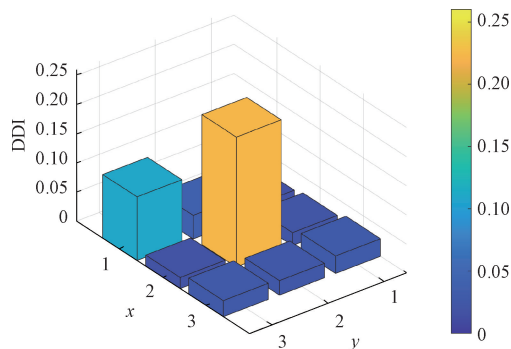


图 17 TPS 试件外表面 DDI 测试结果

通过测试发现, 各个 TPS 试件 DDI 的值虽然存在着略微的变化, 但是整体的差异不变。验证了本文提出的 DDI 能够通过敲击结构外表面测量频响函数的原位检测方法识别出 TPS 的粘接质量, 并且 DDI 的值与脱粘面积大小相关。

4 结 论

针对 TPS 脱粘损伤的检测问题, 通过有限元动力学仿真发现, 结构的 FRF 信号与脱粘损伤相关, 通过单点激励—单点采集的方式能够提取到结构的损伤信息。与模态分析结果对比发现, 当发生脱粘损伤时, 由于结构刚度降低引起了脱粘位置处振动幅值的增加, 同时脱粘引起的共振频率成为了新的模态特征频率。

对各测点的 FRF 曲线进行分析发现, 当振动信号采集点位于脱粘位置时, 频响函数能够检测到由脱粘引起的损伤特征, 即 FRF 对脱粘损伤敏感, 且随着脱粘面积的增大, FRF 曲线变化越明显。

制备了含不同脱粘损伤的 TPS 试验件, 通过频响函数测量对 TPS 试件脱粘损伤的 FRF 进行分析, 确定了脱粘损伤的检测频率范围。对试件各测点的 FRF 计算 DDI, 测试结果表明 TPS 脱粘检测结果与预制脱粘状况相同, 本文提出的方法能够有效地在 TPS 结构外表面检测出脱粘损伤。当脱粘面积达到 60% 时, 脱粘损伤指标比健康件增加了 1 倍以上, 当脱粘面积达到 80% 时, 脱粘损伤指标为健康件的 5 倍以上。且本文定义的脱粘损伤指标适合用于 TPS 结构原位检测, 为飞行器 TPS 脱粘现场快速无损检测提供了一种新的思路和方法。

参 考 文 献

- [1] 马丽, 杨建军, 张维刚. 高超声速飞行器发展综述 [J]. 飞航导弹, 2012 (6): 22-27.
- [2] SREESHAN K, DINESH R, RENJI K. Enhancement of thermographic images of composite laminates for debond detection: An approach based on Gabor filter and watershed [J]. NDT & E International, 2019, 103: 68-76.
- [3] LAI W L, LEE K K, KOU S C, et al. A study of full-field debond behaviour and durability of CFRP-concrete composite beams by pulsed infrared thermography (IRT) [J]. NDT & E International, 2012, 52: 112-121.
- [4] 梅晨. 热障涂层结构缺陷脉冲红外热波无损检测技术研究 [D]. 哈尔滨: 黑龙江科技大学, 2016.
- [5] IVASHOV S, RAZEVIK V, VASILIEV I, et al. Holographic subsurface radar for diagnostics of cryogenic fuel tank thermal insulation of space vehicles [J]. NDT & E International, 2015, 69: 48-54.

- [6] 赵毕强. 隔热板的太赫兹无损检测研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2015.
- [7] 李万达. 基于超声波的新型轻质陶瓷基复合材料粘接缺陷检测研究 [D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2019.
- [8] 张松. 新型轻质陶瓷基复合材料工业 CT 无损检测研究 [D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2020.
- [9] 陈紫轩. 热防护系统粘接及检测技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [10] 于元灏, 杨光永, 戈一航, 等. Shannon 能量与 MCKD 的电机早期故障诊断 [J]. 国外电子测量技术, 2021, 40(10): 165-169.
- [11] 伍济钢, 文港, 杨康. 改进一维卷积神经网络的航空发动机故障诊断方法 [J]. 电子测量与仪器学报, 2023, 37(3): 179-186.
- [12] 刘少康, 武英杰, 田野, 等. 基于振动信号耦合调制新模型和参数辨识的风电齿轮箱齿圈故障监测 [J]. 仪器仪表学报, 2022, 43(10): 260-269.
- [13] 杨永灿, 刘韬, 王振亚, 等. 基于 SincNet 网络结合注意力机制齿轮箱故障诊断 [J]. 电子测量技术, 2022, 45(5): 169-174.
- [14] 陈志刚, 姜云龙, 王莹莹, 等. TKEO 和 SET 在轴承故障诊断中的应用 [J]. 电子测量技术, 2022, 45(10): 155-160.
- [15] 阮强, 王贵勇, 刘韬, 等. 自适应 VMD 联合 MOMEDA 的滚动轴承故障提取 [J]. 电子测量技术, 2022, 45(1): 165-171.
- [16] ZHANG C, CHENG L, QIU J, et al. Structural damage detections based on a general vibration model identification approach [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 123: 316-332.
- [17] 邓星宇. 基于缺陷局部共振效应的无损检测方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [18] 叶子航, 张守诚, 肖黎, 等. 人工脱粘结构界面脱粘原位高频振动监测方法 [J]. 固体火箭技术, 2022, 45(3): 453-459.
- [19] XU Y, CHEN R, LIU Z, et al. An acoustic-optical fiber NDE technique for interfacial debonding detection in FRP-retrofitted structures [J]. NDT & E International, 2015, 72: 50-57.
- [20] 王军, 曹晖. 基于振动特性判别钢管混凝土两种材料间的脱粘规律 [J]. 土木建筑与环境工程, 2018, 40(1): 48-54.
- [21] 曹晖, 李亚祥. 钢管混凝土柱的非线性振动特性分析与脱粘识别 [J]. 振动与冲击, 2020, 39(1): 260-265.
- [22] 吕鑫豪, 叶子航, 屈文忠, 等. 复合材料加筋结构脱粘损伤的亚谐波共振检测方法 [J]. 强度与环境, 2021, 48(5): 8-14.

作者简介

金嘉炜, 硕士研究生, 主要研究方向为无损检测。

E-mail: jinjiawei@nuaa.edu.cn

张超(通信作者), 博士, 副教授, 主要研究方向为无损检测。

E-mail: zc0619@nuaa.edu.cn