

文章编号: 1000-8055(2024)01-20210671-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210671

航空发动机钛合金声衬热振响应特性

王 晨¹, 李 颖¹, 霍施宇², 由 于², 尚一博¹, 李 斌¹

(1. 空军工程大学 基础部, 西安 710051;

2. 中国航空工业集团有限公司 中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘 要: 针对高温振动环境下钛合金声衬动响应变化规律及疲劳失效问题, 以仿真分析和试验相结合的方法开展钛合金声衬高温环境下的振动特性研究。研究结果表明: 200 °C 下钛合金声衬 1 阶固有频率计算结果和试验值吻合较好, 误差在 8% 以内。在 40g 振动激励下, 通过对比仿真结果与试验结果发现速度响应的误差在 26% 以内, 验证了仿真分析方法的可用性与准确性。使用该数值方法计算了热振环境下声衬的应力分布, 发现声衬应力最大位置出现在蜂窝芯上, 面板的应力水平整体相对较低; 随着蜂窝芯高度和厚度的增大, 声衬的应力水平会下降, 而声衬的应力水平会随着面板厚度得增大而升高; 孔径的大小对声衬强度影响可以忽略。

关 键 词: 钛合金声衬; 蜂窝芯; 穿孔板; 热振试验; 强度设计

中图分类号: V216

文献标志码: A

Thermal-vibration response performance of titanium alloy acoustic liner for aero-engine

WANG Chen¹, LI Ying¹, HUO Shiyu², YOU Yu², SHANG Yibo¹, LI Bin¹

(1. Department of Basic Sciences, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Aircraft Strength Research Institute of China,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: For the problem of dynamic response and fatigue failure of titanium alloy acoustic liner under high temperature vibration environment, the vibration characteristics of titanium alloy acoustic liner under high temperature environment were studied by combing simulation analysis and test. The results showed that the calculation results of first-order natural frequency of titanium alloy acoustic liner at 200 °C were in good agreement with the test values, and the error was within 8%. Under 40g vibration environment, by comparing the simulation results with the test results, it was found that the error of the velocity response was within 26%, verifying the reliability of the numerical simulation. Using this numerical method, the stress distribution of the acoustic liner under the thermal vibration environment was calculated, and it was found that the maximum stress of the acoustic liner appeared on the honeycomb core, while the overall stress level of the panel was relatively low. With the increase of the height and thickness of the honeycomb core, the stress level of the acoustic liner decreased, while the stress level of the acoustic liner increased with the increasing thickness of the panel, and the influence of the size of the aperture on the strength of the acoustic liner can be ignored.

收稿日期: 2021-11-24

基金项目: 陕西省自然科学基金(2023-JC-QN-0094, 2023-JC-QN-0044); 航空发动机及燃气轮机重大专项(J2019-IV-0014-0082)

作者简介: 王晨(1993—), 男, 讲师, 硕士, 主要从事发动机结构强度分析与试验研究。

引用格式: 王晨, 李颖, 霍施宇, 等. 航空发动机钛合金声衬热振响应特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20210671. WANG Chen, LI Ying, HUO Shiyu, et al. Thermal-vibration response performance of titanium alloy acoustic liner for aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20210671.

Keywords: titanium alloy acoustic liner; honeycomb core; perforated panel;
thermal-vibration test; strength design

在发动机噪声控制中,声衬是最有效的降噪手段之一,目前已经成为大中型民用客机主要的发动机噪声抑制技术^[1-2]。常见的声衬是蜂窝夹层结构,主要由穿孔面板、蜂窝芯以及刚性背板构成。燃烧室区域声衬工作环境极其恶劣,一方面其暴露在强噪声环境下,引起振动会导致裂纹产生、安装松动以及破裂等故障^[3]。另一方面燃烧室辐射出来的高温,会导致声衬的承载能力下降,加剧故障的产生^[4]。若采用外涵道内壁面使用的铝合金声衬,必须在声衬和燃烧室之间加装隔热毯,但使用隔热毯会使发动机质量增大,最终导致发动机性能变差。如果去掉隔热毯,就要求声衬的材料必须能够承受高温^[5]。钛合金在高温环境下具有比强度高、耐腐蚀等优点^[6-7],因此便成为了制造声衬的最佳选择,在发动机外涵道耐温声衬方面具有较大的应用潜力。

国内外开展了大量的结构热振响应分析及试验研究。Zhang 等^[8]开展了陶瓷基夹层板结构在高温环境下的振动特性试验研究,通过激振器和锤击法激励测量了高温环境下的夹层板固有频率、振型和阻尼损耗因子。Kehoe 等^[9]以仿真分析和试验测试相结合的方法对壁板结构在均匀受热以及瞬态加热条件下的振动特性进行了研究。Zhang 等^[10]基于能量有限元方法研究了梁在热振环境下的高频振动响应,考虑材料温变属性及应力对热振响应的影响,通过与理论解的对比验证了考虑温度影响的能量有限元法在预测结构高频振动响应的准确性。沙云东等^[11]以发动机薄壁结构为研究对象,通过数值计算和试验相结合的方法,分析不同环境温度各流速下结构热随机振动应力响应变化规律。东巳宙^[12]针对碳纤维复合材料蜂窝板开展热振响应试验研究,分别在 80、120、150 °C 环境下进行振动台激振试验,从而得到蜂窝板动响应随温度变化规律。吴大方等^[13-15]通过建立热振联合试验系统,对高超声速飞行器中空翼面结构、巡航导弹防热部件、轻质热防护材料开展力热复合环境下的结构固有频率、模态等振动特性参数的试验测试及分析。王晨等^[16-17]基于统计能量法、有限元法研究了温度变化导致材料弹性模量、热应力、材料应力-寿命曲线变化对飞行器铝合金壁板振动特性及疲劳寿命

的影响规律,并为铝合金壁板的强度设计提供参考。然而,针对航空发动机燃烧室区域钛合金耐温声衬的热振响应分析与试验研究目前国内外鲜有报道。为降低钛合金声衬发生故障的几率,提高飞机的安全性,有必要对钛合金声衬开展热振响应分析与试验研究,重点考察其在接近真实热振环境下的可靠性,验证钛合金声衬的设计、制造工艺等是否满足要求。

因此,本文以钛合金平板声衬为研究对象,通过仿真分析和试验相结合的方法研究钛合金声衬热振环境下的振动特性及动响应,给出了钛合金声衬在热振环境下危险破坏位置。同时研究蜂窝芯厚度及高度、面板厚度、孔径大小对钛合金声衬热振响应的影响规律,为国产钛合金耐温声衬强度设计提供技术支撑。

1 仿真分析

1.1 钛合金声衬、试验夹具及材料参数

TC4 钛合金声衬如图 1 所示。声衬的穿孔板和背板的尺寸均为 200 mm × 60 mm × 60 mm。蜂窝芯厚度为 0.1 mm,芯体高度为 15 mm。声衬总高度为 16.2 mm。穿孔面板上消音孔直径为 1 mm,消音孔的分布形式为等边三角形。建立的钛合金声衬几何模型如图 2 所示。钛合金 TC4 材料的热物性参数如表 1 所示。

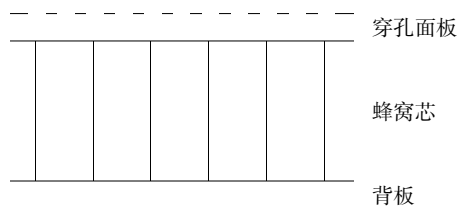


图 1 钛合金声衬几何参数

Fig. 1 Geometric parameters of titanium alloy acoustic liner

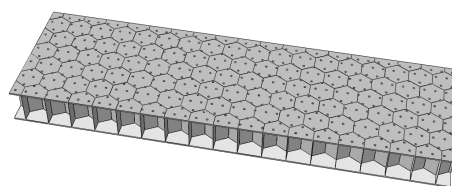


图 2 钛合金声衬几何模型

Fig. 2 Geometric model of titanium alloy acoustic liner

表 1 TC4 钛合金材料热物性参数

Table 1 Thermophysical parameters of TC4 titanium alloy

温度/℃	弹性模量/ GPa	线胀系数/ 10 ⁻⁶ (1/℃)	热导率/ (W/(m·℃))	比热容/ (J/(kg·℃))
20	109	9.1	6.8	611
100	98	9.1	7.4	624
200	96.5	9.2	8.7	653

声衬热振试验专用夹具如图 3 所示, 夹具材料为 30CrMnSi, 夹具由底座、长方形台阶以及水冷孔组成, 夹具设计细节文中第 2.3 节详细介绍。30CrMnSi 材料的热物性参数如表 2 所示。

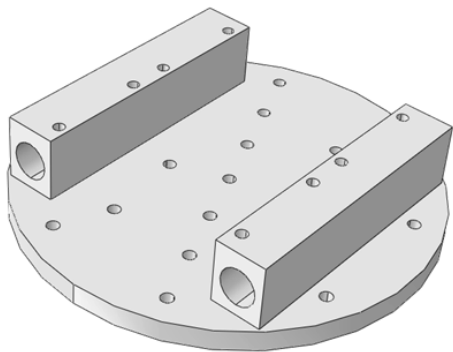


图 3 试验夹具几何模型

Fig. 3 Geometric model of test fixture

表 2 30CrMnSi 热物性参数

Table 2 Thermophysical parameters of 30CrMnSi

温度/℃	弹性模量/ GPa	线胀系数/ 10 ⁻⁶ (1/℃)	热导率/ (W/(m·℃))	比热容/ (J/(kg·℃))
20	201	11.0	27.5	470
100	200	11.0	29.2	520
200	196.5	11.7	30.1	580

1.2 钛合金声衬热振系统有限元模型

建立的声衬热振响应分析的有限元模型如图 4 所示, 声衬单元类型为壳单元, 其中绝大多数为四边形单元, 含有少量的三角形元。夹具单元类型为实体单元, 均为四面体单元。声衬上下面板分别和夹具及压块采用绑定约束来模拟固支边界条件。压块上的螺栓孔和长方形台阶上的螺栓孔采用耦合约束来模拟螺栓连接。夹具通过底座固定在振动台上, 因此夹具底座边界条件设置为固支约束。对钛合金声衬进行热振响应计算, 首先进行静力分析计算出蜂窝板热应力, 进而开展热模态分析计算蜂窝板在 200 ℃ 下的固有频率。最后基于热模态结果计算声衬在 40g(g 为重力加

速度) 振动激励下的动响应, 声衬热振分析流程如图 5 所示。

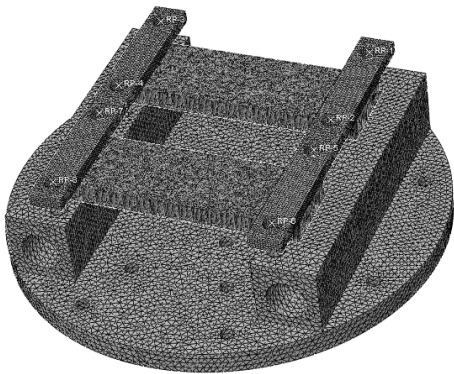


图 4 声衬热振系统有限元模型

Fig. 4 Finite element model of thermal-vibration system of acoustic liner

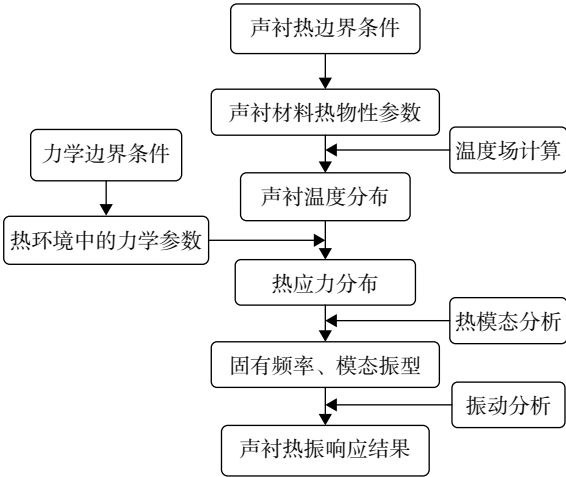


图 5 声衬热振响应分析流程

Fig. 5 Thermal-vibration analysis process of acoustic liner

在进行声衬热振试验前, 为防止由于夹具温度过高超出振动台正常使用温度范围, 首先建立夹具的温度场分析模型。通过传热分析, 计算出在热振试验过程中整个夹具的温度分布。夹具初始温度为 20 ℃, 石英灯加热后, 长方形台阶上表面温度边界条件设为 200 ℃, 采用隔热毯覆盖的夹具表面温度仍为 20 ℃。水冷孔冷却水温为 20 ℃, 强制传热系数取为 1000 W/(m²·℃)。对夹具进行传热分析计算, 温度分布计算结果如图 6 所示。可以看出, 夹具和钛合金声衬接触的位置温度达到 200 ℃, 夹具温度从上向下逐渐减小, 进行通水冷却之后, 夹具底面的温度为 36.2 ℃, 满足振动台的正常温度使用范围。

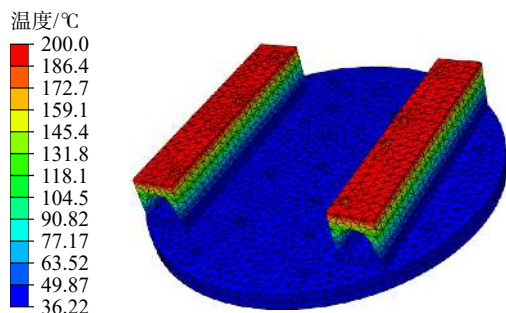


图 6 夹具温度分布

Fig. 6 Fixture temperature distribution

2 钛合金声衬热振试验研究

2.1 钛合金声衬试验件

在进行热振试验前,对 4 件钛合金声衬试验件几何尺寸及焊合率进行测量,测量结果如表 3 所示。可以看出由于加工工艺的误差导致试验件的几何尺寸和理论值存在一定的差异,而且存在一定的分散性。另外面板和蜂窝芯的焊合率也存在一定差异,其中,1#和 2#试验件焊合率在 95%

表 3 试验件测量结果

Table 3 Measurement results of test pieces

编号	面板厚度/mm	声衬高度/mm	焊合率/%
1#	0.69	16.30	95
2#	0.70	16.43	95
3#	0.71	16.29	90
4#	0.72	16.21	90

以上,3#和 4#焊合率在 90% 以上。

2.2 热振试验方案

钛合金声衬热振疲劳试验原理如图 7 所示。振动载荷采取高频振动台加载。由黏贴在垂台台面上的加速度传感器、振动控制仪、功放和振动台构成振动载荷加载和控制回路。振动控制仪根据采集的加速度量值控制驱动电压来调整激励量值使得其达到预设值。温度载荷基于加热装置(石英灯组件)采取辐射加热方式施加。由黏贴在试验件上的热电偶、温度控制仪和功率调节设备进行温度的闭环控制。利用激光测振仪进行试验件特定部位的振幅测试^[18]。

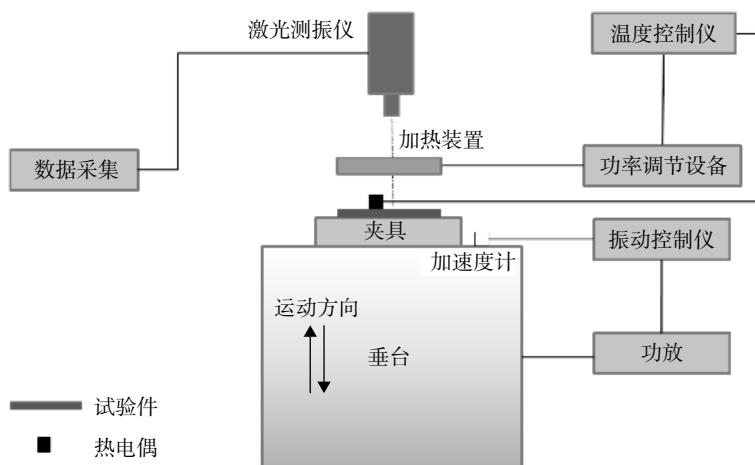


图 7 热振试验系统连接框图

Fig. 7 Connection diagram of thermal-vibration test system

2.3 钛合金声衬热振试验夹具设计

根据声衬在发动机真实安装边界,将声衬边界条件简化为两边固支,如图 8 所示。通过压板和套管将试验件固定在底座的长方形台阶上。在试验过程中为防止振动台温度过高,在试验夹具上开有通水孔,进行水冷。另外夹具转接面和其他暴露的位置采用隔热毯进行覆盖。在试验件上方布置石英灯组件,实现试验过程中试验件温度载荷的加载。试验件通过底座固定在振动台上,底座底面设置与振动台连接的通孔。

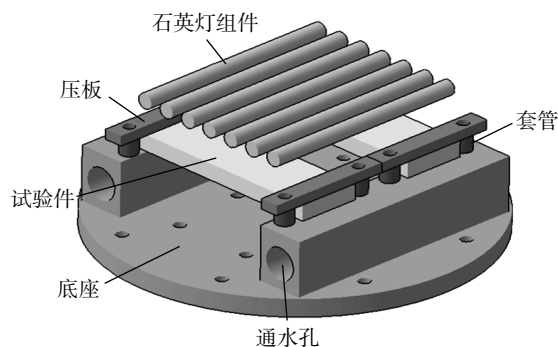


图 8 试验件安装图

Fig. 8 Installation drawing of test pieces

2.4 钛合金声衬热振试验

利用胶粘的固定方式将控制加速度传感器黏贴到台面连接夹具的中心位置。将电磁振动台、振动控制仪、功率放大器、电荷放大器、加速度传感器安装好, 试验件现场安装情况如图 9 所示。

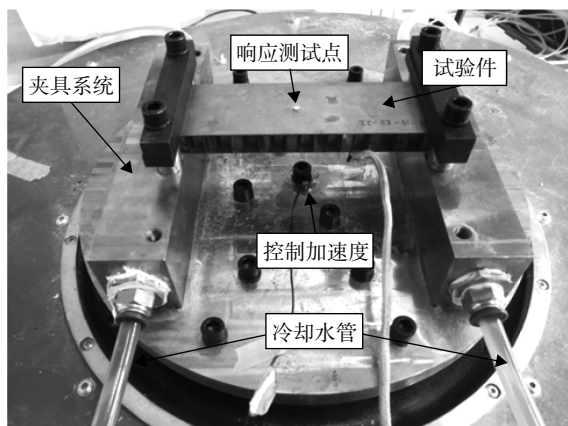


图 9 试验件安装照片

Fig. 9 Installation photo of test pieces

本次试验均采用在声衬试验件 1 阶固有频率处进行激励加载。故每件试验件正式试验之前需要测试其振动疲劳特性, 以获取试验件的 1 阶固有频率。响应测试点位于声衬面板中心位置。试验采取在振动激励量值为 40g, 温度为 200 ℃ 条件下考核结构件的振动特性。钛合金声衬热振试验现场如图 10 所示。

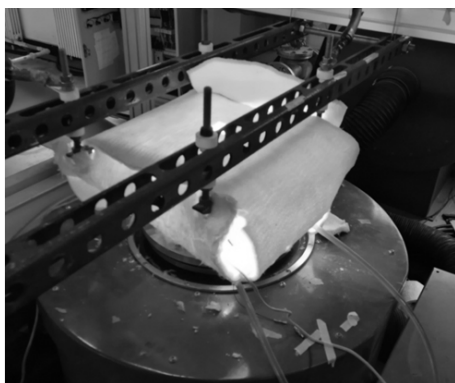


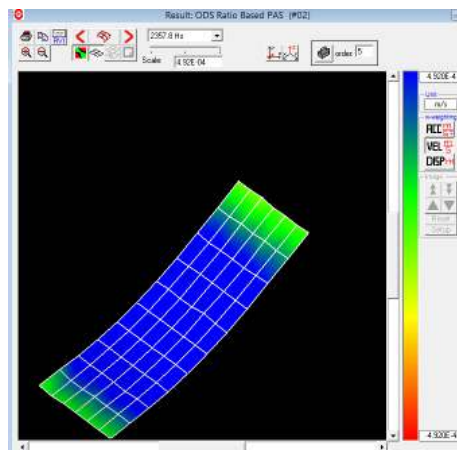
图 10 钛合金声衬热振试验

Fig. 10 Thermal-vibration test of titanium alloy acoustic liner

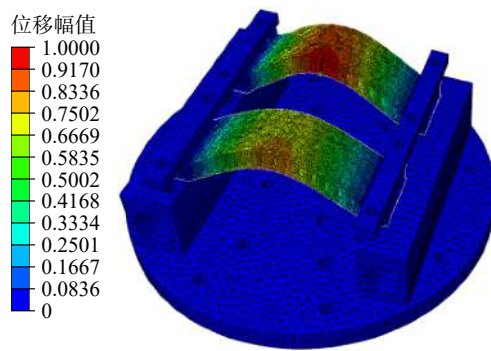
3 结果对比分析

3.1 模态结果

通过试验和仿真分析得到的钛合金声衬 1 阶振型和固有频率, 如图 11 所示。从表 4 可以看出仿真分析计算 1 阶固有频率为 2 176.3 Hz, 通过试验测得焊合率在 95% 以上的 1#和 2#试验件固有



(a) 试验测试结果



(b) 仿真分析结果

图 11 声衬 1 阶弯曲振型

Fig. 11 First order bending mode of acoustic liner

表 4 钛合金声衬 1 阶固有频率

Table 4 First order natural frequency of titanium alloy acoustic liner

试验件 编号	1 阶固有频率/Hz		相对误差/%
	试验值	仿真分析值	
1#	2 358	2 176.3	7.7
2#	2 272		4.2
3#	1 825		19.2
4#	1 927		12.6

频率试验值分别为 2 358 Hz 和 2 272 Hz。焊合率在 90% 以上的 3#和 4#试验件固有频率试验值分别为 1 825 Hz 和 1 927 Hz。从试验结果可以看出声衬的焊合率对固有频率的影响较大, 焊合率高的声衬整体刚度较大, 因此固有频率明显大于焊合率较低的声衬。仿真分析结果和试验值存在误差的主要原因: 仿真分析时将声衬和夹具进行绑定约束, 而试验过程中声衬无法做到完全无滑移; 而且声衬面板和蜂窝芯通过钎料焊接在一起的, 但声衬的有限元模型忽略了焊接的影响, 导致试验件刚度有所差异。这些因素均会导致固有频率

仿真结果和测量值存在一定差异。其中,声衬吻合率在 95% 以上的试验件,1 阶固有频率仿真结果和试验结果相对误差在 7.7% 以内,基本满足工程精度要求,说明了声衬热振仿真分析结果的正确性。

3.2 热振响应结果

通过仿真分析和试验测试获得钛合金声衬面板中心位置热振响应大小如表 5 所示。仿真分析速度响应分布如图 12 所示,面板中心速度大小为 3.3 m/s,1#~4#声衬试验件面板中心速度响应试验结果分别为 2.55、2.40、2.32、2.46 m/s,仿真分析结果和试验值相对误差在 20%~30%。考虑到试验边界条件、试验件状态等和仿真分析存在一些差异,因此热振响应仿真分析结果具有一定的参考价值。

表 5 钛合金声衬热振响应

Table 5 Thermal-vibration response of titanium alloy acoustic liner

试验件 编号	热振响应/(m/s)		相对误差/%
	试验值	仿真分析值	
1#	2.55	3.30	22.7
2#	2.40		27.3
3#	2.32		29.6
4#	2.46		25.5

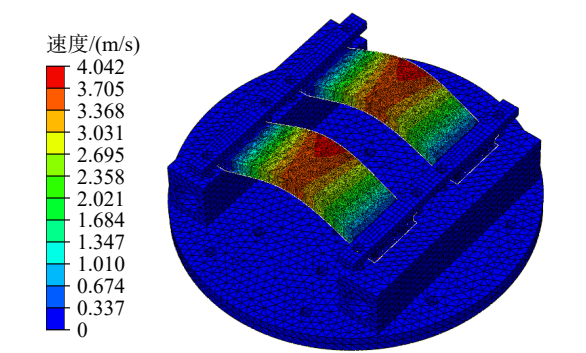


图 12 钛合金声衬速度响应

Fig. 12 Velocity response of titanium alloy acoustic liner

声衬热振响应分布如图 13 和图 14 所示,可以看出应力最大值出现在靠近短边约束位置处的蜂窝芯壁上,应力最大值为 242.8 MPa、整个蜂窝芯壁板的应力水平相对较大。而面板的应力水平相对较小,均在 40 MPa 以下。因此在强度设计及校核时需要重点考察蜂窝芯位置响应大小。

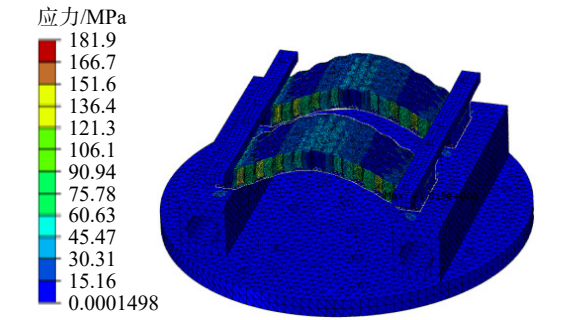


图 13 声衬热振应力响应

Fig. 13 Thermal-vibration stress response of acoustic liner

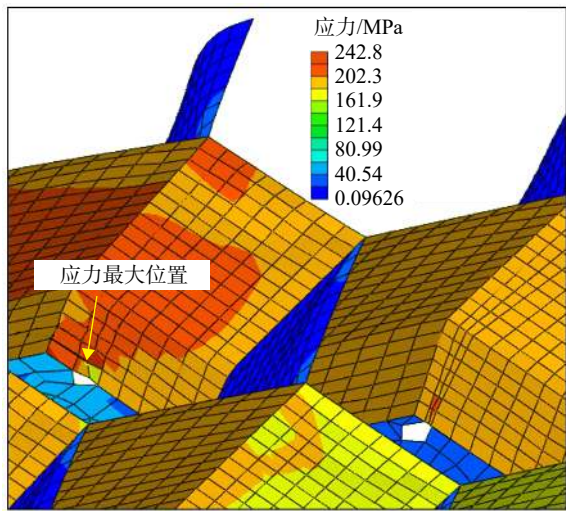


图 14 声衬应力最大位置

Fig. 14 Maximum stress position of acoustic liner

3.3 声衬热振响应的影响因素

从文中第 3.2 节结果可以看出,本文建立的声衬热振分析模型具有一定的参考价值,基于此探究声衬结构参数对热振响应的影响。研究声衬蜂窝芯高度、蜂窝芯厚度、孔径、面板厚度等参数对声衬热振响应的影响大小及规律,从而给出钛合金声衬抗热振联合载荷作用的强度设计方法。分别改变声衬蜂窝芯高度、蜂窝芯壁厚、穿孔板孔径大小以及面板厚度,其余参数不变,建立有限元模型,计算声衬在热振载荷联合作用下的响应。图 15~图 18 给出了声衬的固有频率、危险点应力以及质量与结构参数之间的关系曲线。

从图 15 的结果可以看出,随着蜂窝芯高度的增大,声衬的 1 阶弯曲频率随之增大。危险点应力水平显著降低。当蜂窝芯高度从 6 mm 增大到 15 mm 时,危险点的应力由 500.5 MPa 降低至 242.8 MPa。热振载荷引起的应力是一种交变应力,该应力的大小对声衬的疲劳寿命有重要影响。

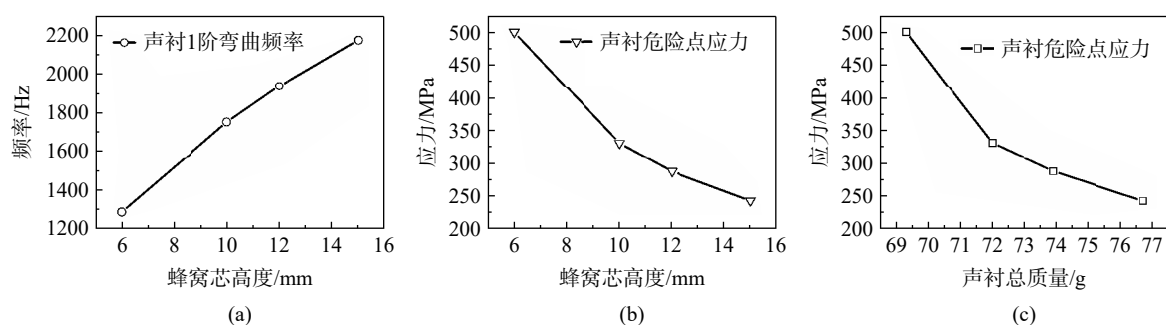


图 15 蜂窝芯高度对热振响应影响

Fig. 15 Effect of honeycomb core height on thermal-vibration response

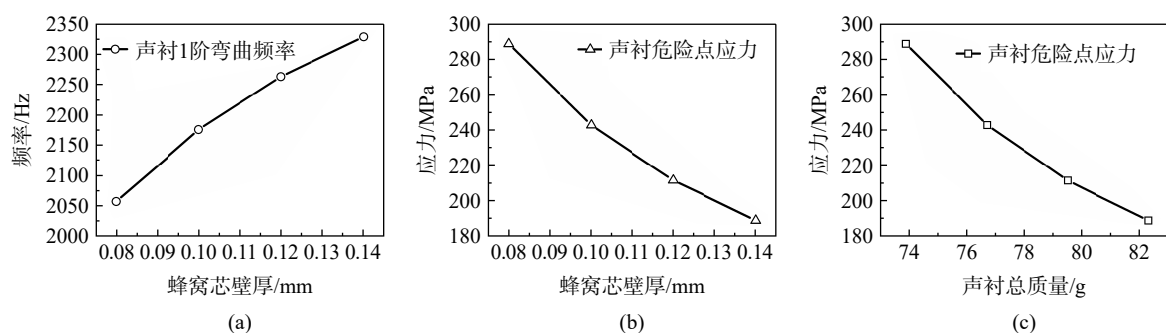


图 16 蜂窝芯壁厚对热振响应影响

Fig. 16 Effect of honeycomb core thickness on thermal-vibration response

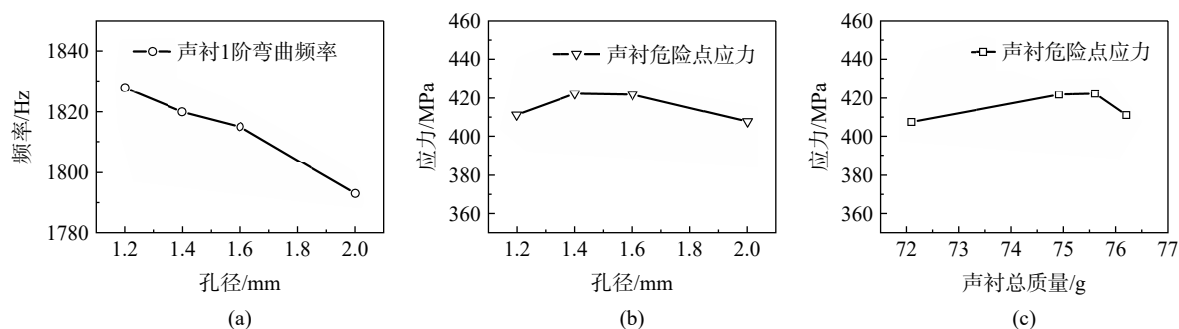


图 17 孔径大小对热振响应影响

Fig. 17 Effect of aperture on thermal-vibration response

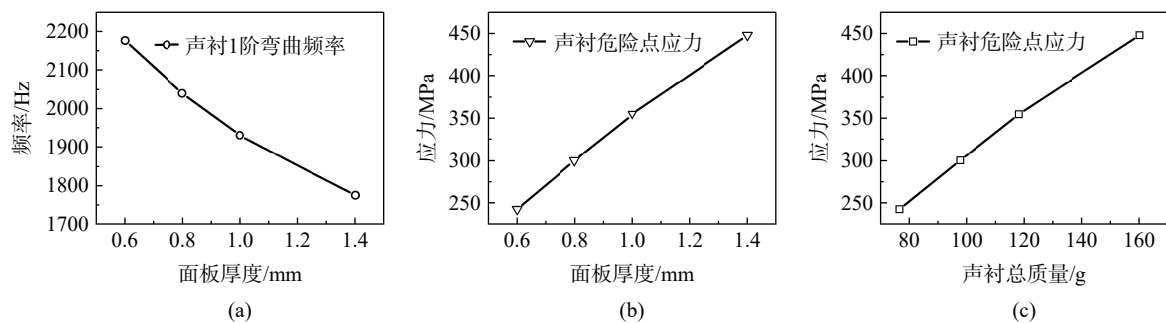


图 18 面板厚度对热振响应影响

Fig. 18 Effect of panel thickness on thermal-vibration response

从声衬抗热振联合载荷疲劳设计的角度出发,增加蜂窝芯高度可以提高声衬的疲劳寿命。但随着蜂窝芯高度的增大,声衬的总质量、体积也随之增大,会导致发动机性能变差。因此在声衬高度设计时,需要折中考虑声衬质量、体积与疲劳寿命。

从图 16 的结果可以看出,随着蜂窝芯壁厚的增大,声衬 1 阶弯曲频率随之增大,危险点的应力水平逐渐减小。从声衬抗热振联合载荷疲劳设计的角度出发,增加蜂窝芯壁厚可以提高声衬的疲劳寿命。但随着蜂窝芯壁厚的增大,声衬的总质量也随之增大。因此在声衬蜂窝芯壁厚设计时,需要折中考虑其质量与疲劳寿命。

从图 17 的结果可以看出,随着孔径的增大,声衬的 1 阶频率随之减小。危险点应力水平基本保持不变。出现这种现象的原因是随着孔径的增大,面板刚度会变小,导致声衬固有频率随之下降。声衬危险点位置出现在蜂窝芯上,因此穿孔板孔径的改变对危险点应力大小影响很小。孔径改变使穿孔板的网格重新划分,网格节点位置分布发生变化,从而引起应力的微小改变,这也说明孔径大小对热振的影响不大。从声衬总质量与孔径的关系可以看出,孔径对声衬总质量影响非常小。因此,在声衬设计中,可以忽略孔径对声衬热振响应及疲劳寿命的影响。孔径的大小主要通过声衬的声学特性来决定。

从图 18 的结果可以看出,随着面板厚度的增大,声衬的 1 阶弯曲频率随之减小,且应力水平逐渐增大。出现这种现象的原因是随着面板厚度的增大,尽管面板的刚度会增大,但由于整个声衬刚度主要由蜂窝芯提供,面板刚度的增大对整个声衬刚度贡献量很小。而面板厚度的增大会显著增大声衬的质量,因此导致声衬的 1 阶弯曲频率随着面板厚度的增大而减小。面板厚度的增大会明显降低面板应力水平,但声衬危险点(蜂窝芯壁)应力水平随着面板厚度的增大而增大。因此在声衬面板厚度设计时,需要重点考察蜂窝芯壁上应力的水平。

4 结 论

1) 针对钛合金声衬,设计满足热振试验条件的专用试验夹具及试验方案。并对钛合金声衬开展接近真实热振环境下的动响应试验,获得了钛合金声衬在 200 °C 下的振动特性及响应大小。

2) 采用有限元法模拟钛合金声衬热振试验,

计算声衬在热振环境下的固有频率及危险点,仿真计算结果和试验值吻合相对较好,验证了试验及仿真分析的可靠性及有效性。为仿真分析能够在一定程度上替代价格昂贵的声衬热振试验打下基础。

3) 通过热振仿真分析研究了钛合金声衬蜂窝芯高度、蜂窝芯厚度、孔径、面板厚度等参数对热振响应的影响大小及规律。研究结果表明:随着蜂窝芯厚度及高度的增大,声衬危险点应力水平会逐渐减小,但质量也会随之增大。因此,在声衬设计时,需要折中考虑质量与强度之间的关系。孔径的大小对声衬强度影响基本可以忽略,面板厚度的增大尽管会降低面板应力水平,但会导致声衬危险点(蜂窝芯壁)应力增大,在面板厚度设计时需要重点考察其对危险位置应力水平的影响。

参考文献:

- [1] 陈云永, 杨小贺, 卫飞飞. 大涵道比风扇设计技术发展趋势[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 520953.
CHEN Yunyong, YANG Xiaohu, WEI Feifei. Development trend of high bypass ratio turbofans design technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(9): 520953. (in Chinese)
- [2] 纪双英, 郝巍, 刘杰. 共振吸声结构在航空发动机上的应用进展[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 302-308.
JI Shuangying, HAO Wei, LIU Jie. Application progress of resonance sound absorption structure in aero engines[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(3): 302-308. (in Chinese)
- [3] 刘时秀, 张卫红, 冯道军, 等. 飞行器宽带声振响应预示技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(5): 50-53.
LIU Shixiu, ZHANG Weihong, GUO Daojun, et al. Study on wide-band vibro-acoustic response prediction for the aircraft[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2011(5): 50-53. (in Chinese)
- [4] 沙云东, 王建, 赵奉同, 等. 热声载荷下薄壁结构振动响应试验验证与疲劳分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2659-2671.
SHA Yundong, WANG Jian, ZHAO Fengtong, et al. Vibration response experimental verification and fatigue analysis of thin-walled structures to thermal-acoustic loads[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(11): 2659-2671. (in Chinese)
- [5] 杨嘉丰. 航空发动机耐温钛合金降噪声衬声学特性研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2019.
YANG Jafeng. An investigation on acoustic performance of titanium alloy heatproof acoustic liner for aero-engines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [6] 岳喜山, 欧阳小龙, 侯金保. 钛合金蜂窝壁板结构制造技术研究[C]//第十六届全国钎焊及特种连接技术交流会论文集. 北京: 中国机械工程学会, 2019: 239-234.
- [7] 谢宗燕, 岳喜山, 孙俊峰. 钛合金蜂窝壁板隔热性能试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(1): 16-20.
XIE Zongyan, YUE Xishan, SUN Junfeng. Experimental study on thermal insulation performance of titanium honeycomb sandwich

- panels[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48(1): 16-20. (in Chinese)
- [8] ZHANG Xiaolei, YU Kaiping, BAI Yunhe, et al. Thermal vibration characteristics of fiber-reinforced mullite sandwich structure with ceramic foams core[J]. *Composite Structures*, 2015, 131: 99-106.
- [9] KEHOE M W, DEATON V C. Correlation of analytical and experimental hot structure vibration results[R]. NASA Technical Memorandum 104269, 1993.
- [10] ZHANG Wenbo, CHEN Hualing, ZHU Danhui, 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.
- [11] 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 Yundong, AI Size, ZHANG Jiaming, 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. (in Chinese)
- [12] 东已宙. 高温环境下复合材料层合板与蜂窝板力学性能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- DONG Sizhou. The analysis of mechanical properties on composite laminated plate and honeycomb panel under the environment of high temperature[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [13] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速飞行器中空翼结构高温热振动特性试验研究[J]. *力学学报*, 2013, 45(4): 598-605.
- WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, et al. Experimental study on high temperature thermal-vibration characteristics for hollow wing structure of high-speed flight vehicles[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(4): 598-605. (in Chinese)
- [14] 吴大方, 赵寿根, 晏震乾, 等. 巡航导弹防热部件热-振联合试验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(7): 1507-1511.
- WU Dafang, ZHAO Shougen, YAN Zhenqian, et al. Experimental study on thermal-vibration test of thermal insulating component for cruise missile[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(7): 1507-1511. (in Chinese)
- [15] 吴大方, 林鹭劲, 吴文军, 等. 1 500 ℃极端高温环境下高超声速飞行器轻质隔热材料热/振联合试验[J]. *航空学报*, 2020, 41(7): 223612.
- WU Dafang, LIN Lujin, WU Wenjun, et al. Thermal/vibration test of lightweight insulation material for hypersonic vehicle under extreme-high-temperature environment up to 1 500 ℃[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(7): 223612. (in Chinese)
- [16] 王晨, 陈海波, 王用岩, 等. 温度效应对铝合金壁板高频声振疲劳寿命的影响研究[J]. *应用力学学报*, 2018, 35(4): 701-708, 926.
- WANG Chen, CHEN Haibo, WANG Yongyan, et al. Thermal effect on the fatigue life of aluminum panel under high-frequency acoustic excitation[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2018, 35(4): 701-708, 926. (in Chinese)
- [17] 王晨, 燕群, 陈海波, 等. 温度效应对壁板动响应及疲劳寿命影响研究[J]. *计算机仿真*, 2019, 36(6): 68-72.
- WANG Chen, YAN Qun, CHEN Haibo, et al. Influence of temperature effect on dynamic response and fatigue life of panel[J]. *Computer Simulation*, 2019, 36(6): 68-72. (in Chinese)
- [18] 李其汉. 航空发动机强度振动测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1995.

(编辑: 秦理曼)