

文章编号: 1000-8055(2024)12-20230073-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230073

复合材料薄壁锥壳随机振动响应仿真及试验

王治州¹, 马艳红¹, 韩 丁², 王永锋³, 洪 杰^{1, 3}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
2. 中国建筑材料科学研究总院有限公司, 北京 100024;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以某超燃冲压发动机尾喷管为对象, 采用三维有限元分析方法, 建立尾喷管有限元模型, 开展薄壁锥壳振动特性分析、随机振动环境下的结构动力响应分析和相应的动力学试验验证。结果表明: 尾喷管模态丰富, 振动形式主要为多阶节圆、节径振动; 在受到轴向随机振动载荷时, 总体表现为周向阶数 $m=6$ 、轴向阶数 $n=1$ 为主的振型, 喷管后段振幅较大, 对加速度有明显放大, 可能成为动力学设计的薄弱位置; 仿真与试验能较好地对应, 模态频率的误差在 10% 以内, 符合工程计算要求。因此仿真方法具有实际应用价值, 为超燃冲压发动机的动力学设计及评估提供了参考。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 复合材料; 薄壁锥壳结构; 随机振动; 动力学试验

中图分类号: V23

文献标志码: A

Numerical simulation and experiment for the random vibration response of thin-walled conical shells of composite materials

WANG Zhizhou¹, MA Yanhong¹, HAN Ding², WANG Yongfeng³, HONG Jie^{1, 3}

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. China Building Materials Academy Company, Limited, Beijing 100024, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A specific tail nozzle of a supercharged ramjet engine was selected as the object of analysis. A three-dimensional finite element analysis method was employed to establish a finite element model of the tail nozzle, enabling investigation of the vibration characteristics of the thin-walled conical shell, structural dynamic response analysis under random vibration conditions, and validation through dynamic tests. The results indicated that the tail nozzle exhibited a diverse range of modal characteristics, primarily characterized by multi-order nodal circle and nodal diameter vibrations. Under axial random vibration loads, the dominant vibration mode observed was $m=6$, $n=1$, with the aft section of the nozzle experiencing significant amplitudes and notable amplification of acceleration. This section may be considered as a vulnerable area for dynamic design considerations. The simulation results agreed well with the test data, with modal frequency errors within 10%, meeting the requirements for engineering calculations. Therefore, the simulation method with practical value can provide a reference for the dynamic design and evaluation of supercharged ramjet engines.

收稿日期: 2023-02-13

基金项目: 国家自然科学基金(5220508, 52075018); 国家重大科技专项(Y2019-VIII-0011-0172)

作者简介: 王治州(1998—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机结构动力学与振动控制研究。E-mail: wzz_shuaige@163.com

通信作者: 王永锋(1992—), 男, 博士, 主要从事航空发动机结构动力学与振动控制研究。E-mail: wangyongfeng@buaa.edu.cn

引用格式: 王治州, 马艳红, 韩丁, 等. 复合材料薄壁锥壳随机振动响应仿真及试验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20230073. WANG Zhizhou, MA Yanhong, HAN Ding, et al. Numerical simulation and experiment for the random vibration response of thin-walled conical shells of composite materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20230073.

Keywords: scramjet engine; composite materials; thin-walled conical shell construction; random vibration; dynamical test

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的“心脏”，是我国高超声速动力的重要研究方向。作为超燃冲压发动机的重要组成部分，用于实现高温高压气体膨胀做功，将燃气热能转化为动能，给飞行器带来大的推力。尾喷管的设计直接影响到高超声速飞机的总体性能、飞行航程乃至飞行器的作战能力。作为超燃冲压发动机的排气装置和飞行器外形的重要组成部分，尾喷管的设计需考虑发动机的设计和飞行器整体的设计^[1]，例如：气动外形设计应当兼顾发动机流道的气动外形设计和飞行器的气动外形设计需求^[2]；耐高温设计需要考虑飞行器整体热防护需求和对发动机性能的损失。随着高超声速飞行器技术性能需求的提升和超燃冲压发动机尾喷管气动设计技术的发展，目前的尾喷管结构设计往往具有大尺寸、薄壁锥壳构型、喷管型面非对称等特征^[3]；同时，近年来对碳陶双基体复合材料(C/C-SiC)的各种研究表明，C/C-SiC 以其优秀的力学性能和抗氧化、耐高温性能，成为超燃冲压发动机尾喷管的重要材料之一^[4-8]。

然而，具有大尺度、薄壁锥壳、几何构型非对称等特征的 C/C-SiC 尾喷管结构，因其独特材料性能、几何结构特征以及高温、宽频激励工作环境，在使用中可产生复杂振动响应特征，是造成其损伤失效的重要因素^[9]。因此，针对具有前述特征的尾喷管结构，开发高精度有限元方法，并建立随机振动环境下结构动力学响应仿真方法，准确地评估尾喷管结构在随机振动环境下的振动响应水平，避免结构损伤失效，具有重要的学术价值和实际工程意义^[10]。

目前，国内外已有许多专家对尾喷管薄壁壳体类结构复杂激励下的动力学特性的数值仿真计算开展了研究工作，Warburton^[11]首先根据 Novozhilov^[12]壳体理论及振型叠加法对两端简支的圆柱壳结构进行了理论建模分析，得到了其单点简谐激励下的动力学响应，为航空发动机壳体结构的动力学计算奠定了基础。Zang 等^[13]针对航空发动机燃烧室中的柱壳结构进行了建模并进行了固有频率的计算。马健等^[14]针对复合材料圆柱壳结构进行了冲击载荷下振动响应的有限元分析，并进行了试验验证。李广生等^[15]采用有限元分析法针对水下圆柱壳体结构振动响应进行了建模分析，并通过试验验证了仿真精度满足工程需求。

张大义等^[16]针对某型发动机薄壁锥壳尾喷管结构，根据其特殊的陶碳双基体复合材料，利用模态仿真及试验对照的方法得到了材料参数，进行了有限元建模及其固有特性、随机振动响应的分析，为发动机中薄壁锥壳结构的动力学设计提供了一定的理论基础。

本文以工作在复杂随机振动环境下的超燃冲压发动机尾喷管为研究对象，在充分考虑其大尺度、薄壁锥壳结构、几何构型非对称、复合材料各向异性、连接界面不可忽略等特性的同时，兼顾计算效率，进行高维自由度三维有限元模型建模以及模型的合理简化降维，对其固有振动特性和随机在和环境中的振动响应进行计算分析，实现复杂激励环境下振动响应水平的准确预测，为我国超燃冲压发动机尾喷管的设计提供了参考。

1 动力学仿真模型

1.1 结构特征

作为超燃冲压发动机的主要推力来源，尾喷管的设计主要考虑到推力性能、结构效率并且需要兼顾飞行器的短仓结构，因此尾喷管往往具有结构尺寸大、薄壁锥壳构型、结构非对称等特点。同时，为了进一步提高结构效率，超燃冲压发动机尾喷管大多采用一些“轻质高强”的复合材料以提升结构效率，这导致尾喷管往往具有较强的非连续性。此外，尾喷管的连接结构也会带来显著的非连续特征。

如图 1 所示，为典型超燃冲压发动机尾喷管结构，其尺度较大，总长度约为 1 230 mm，前端内径约 268.3 mm，尾端内径约 855.6 mm，壁厚较薄（最薄处仅约 9.5 mm），总体为薄壁锥壳构型。其

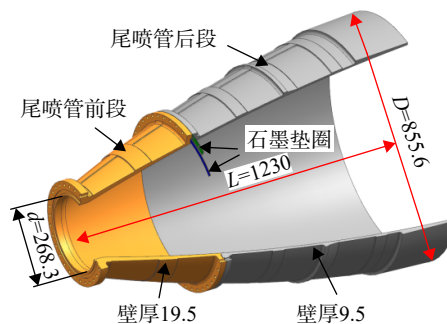


图 1 尾喷管结构示意图(单位: mm)

Fig. 1 Diagram of the tail nozzle structure (unit: mm)

整体由前后两段构成,通过法兰螺栓连接,尾喷管前端通过法兰螺栓与发动机其他部件相连,且在前、后段连接面间加有石墨垫圈。尾喷管前后两段均为碳陶双基复合材料(C/C-SiC)。

1.2 有限元建模及边界条件

为兼顾计算效率和准确性,需要对尾喷管模型合理简化,在保证计算精度的前提下,减少网格与接触对的数量,提高计算效率,如图 2 所示。

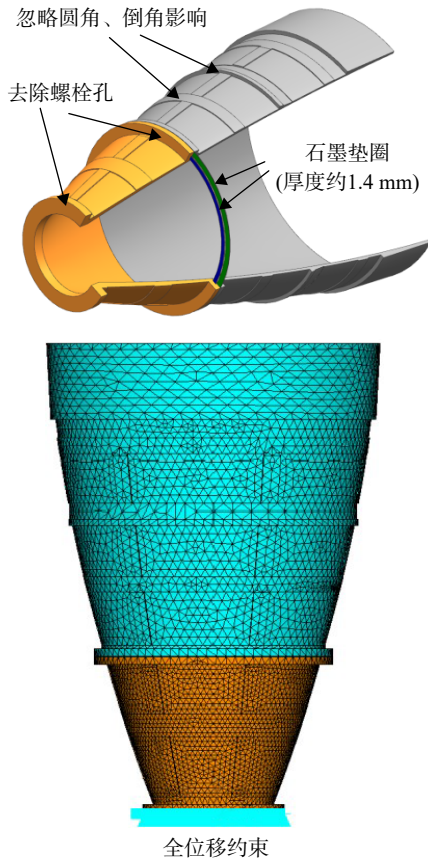


图 2 有限元模型及边界条件

Fig. 2 Finite element model and boundary conditions

为保证模型的精确度,做出以下处理:由于尾喷管整体为“扩张”型喷口,前后两段尺寸差异较大,因此网格划分时,根据尺寸差异对前后两段网格尺寸分别进行控制;对于前后两段及喷管与前方结构间的法兰连接结构,保留原有法兰构型的基础上,去除螺栓孔,将螺栓连接位置进行固接处理;对于在尾喷管前、后段螺栓连接面之间具有约 1.4 mm 厚石墨垫圈为柔性材料,但由于石墨垫圈较薄,螺栓拧紧力矩可达 35 N·m,在拧紧力矩作用下石墨垫圈被压紧,表现出较大刚性。在实际近似计算中,暂忽略石墨垫圈影响,暂取其材料特性与喷管主体材料(C/C-SiC)一致;对于

圆角、倒角等特征,由于圆角、倒角对于振动响应、频率特征等影响较小,因此直接进行简化处理。建模时,选用 SOLID186 单元,共划分 54 013 个单元,105 318 个节点。计算时,尾喷管采用 ANSYS 中设置结构整体阻尼比取 0.05 予以简单考虑。

尾喷管在工作状态(试验状态),其前段通过螺栓与前方结构连接,即尾喷管前段法兰面为约束面,以建立的有限元仿真模型为基础,对尾喷管前段法兰面内各节点进行位移约束。

1.3 复合材料有限元参数修正

尾喷管采用 C/C-SiC 陶碳双基复合材料,由于缺少相关的材料参数研究,并且复合材料的性能参数分散度较大,国内仅具备部分机械性能数据,因此计算中根据相关文献 [16],通过安装状态下扫频试验进行对比,对复合材料各方向性能参数进行赋予和修正,具体修正流程如图 3 所示。

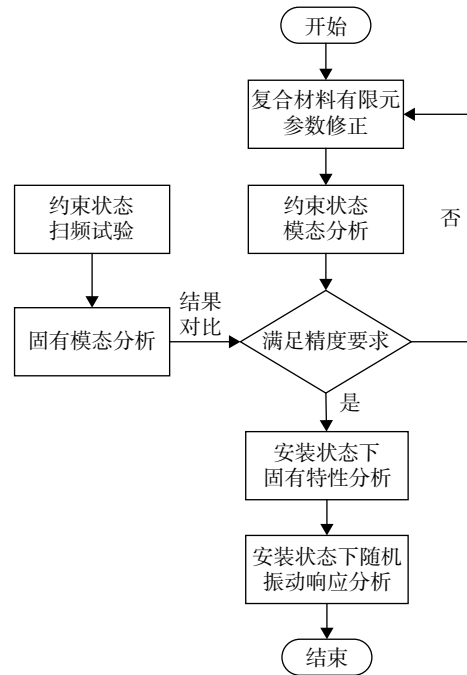


图 3 复合材料参数修正流程图

Fig. 3 Flow chart of composite material parameters correction

使用振动台对尾喷管结构进行安装状态下的扫频激励测试。测试系统包括某型超燃冲压发动机尾喷管、工装、振动台和振动信号采集系统。将某型超燃冲压发动机尾喷管竖装于振动台上,并布置 3 个加速度传感器 A1、A2、A3,如图 4 所示。扫频频率范围为 10~1 500 Hz,载荷方向为横向,载荷 a 大小为 8g(g 为重力加速度),扫频试验各测点的振动响应曲线如图 5 所示,根据不同测点响应对比,可知尾喷管前 4 阶摆动及弯曲模

态的振型及固有频率,与安装状态下固有频率仿真结果对比如表 1 所示。

通过试验结果,对复合材料有限元参数进行反复修正,最终修正结果如表 2 所示。各阶模态频率的仿真结果与试验结果误差最大值为 6.4%,可以满足工程问题的计算需求。

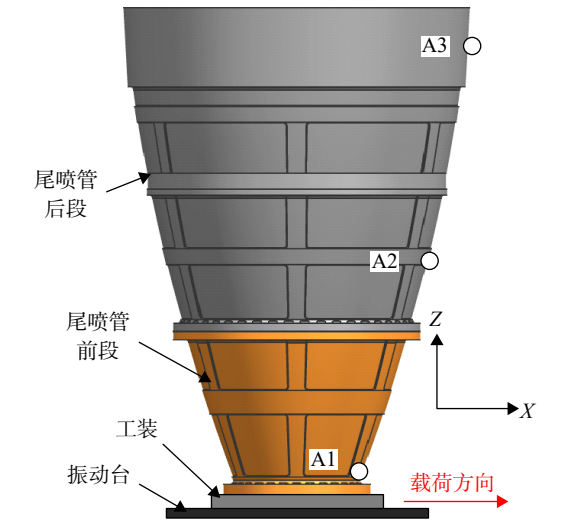


图 4 扫频试验示意图
Fig. 4 Schematic diagram of the frequency sweep test

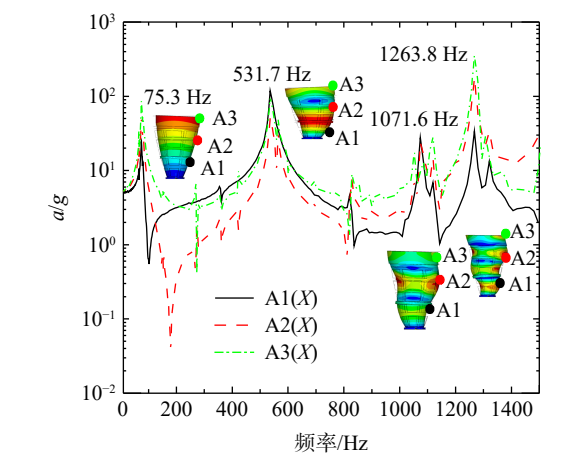


图 5 各测点振动响应
Fig. 5 Vibration response at each measurement point

阶数	固有频率/Hz		振型描述	误差/%
	试验	仿真		
1	75.3	75.52	摆动	0.3
2	531.7	503.07	1 阶弯曲	5.4
3	1 071.6	1 002.62	2 阶弯曲	6.4
4	1 263.8	1 246.84	3 阶弯曲	1.3

表 2 C/C-SiC 复合材料机械性能参数 Table 2 Mechanical performance parameters of C/C-SiC composites		
性能参数	方向	数值
拉伸弹性模量/GPa	X	8.2
	Y	34.5
	Z	30.7
泊松比	XY	0.11
	YZ	0.11
	XZ	0.11
切变模量/GPa	XY	6.72
	YZ	3.36
	XZ	6.72
密度/(g/cm ³)		2.2

注:表中 X 为径向,Y 为周向,Z 为轴向。

2 固有振动特性仿真分析

2.1 固有特性计算结果

由安装状态下的计算结果,在 10~2 000 Hz 的频率范围内,对求得所有结果在各个频率段下的模态数量进行统计,如图 6 所示,可知:尾喷管的固有频率成分极为丰富,高达 77 阶,且每个频率段都分布有较多的模态,因此喷管在工作过程中,自身模态易被激起,可能导致出现振动超限等情况;由于篇幅有限,仅列出典型的模态,固有频率及对应的振型描述如表 3 所示,典型的振型图如图 7 所示,其中, m 代表周向全波数(节径数), n 代表轴向半波数(节圆数);其模态振型大致可分为:整体振型(如图 7(b)整体摆动)、节径振型(如图 7(a) $m=2, n=0$)以及多节径节圆耦合振型(如图 7(d) $m=6, n=7$)。

为了进一步分析尾喷管结构的动力学特性,

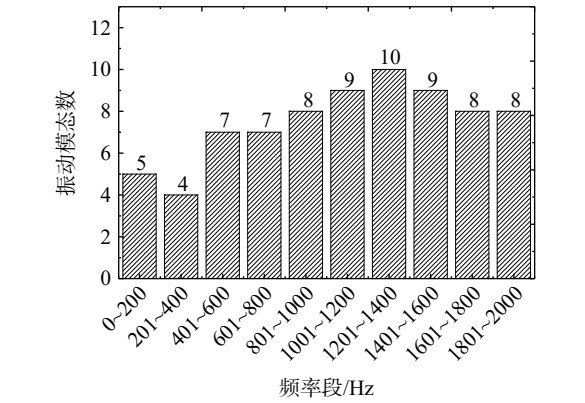


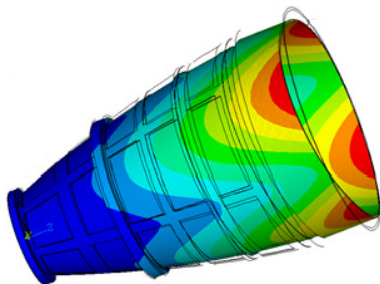
图 6 各频率段模态分布情况
Fig. 6 Modal distribution by frequency band

引入模态密度进行进一步计算。模态密度指某一频段内单位频率的模态数, 频段一般选取中心频率 ω_0 附近频段(一般为 $2\omega_0/3 \sim 4\omega_0/3$), 是一个表明结构对于外界激励产生共振响应能力的重要参数^[17-18]。模态密度越大, 结构从宽带激励中吸取能量的能力就越强。计算结果如图 8 所示。可知, 由于尾喷管模态丰富, 在 600~1 400 Hz 附近模态

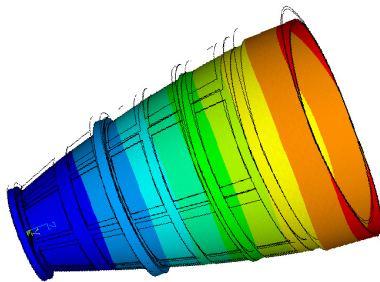
表 3 各阶固有频率及振型(10~2 000 Hz)

Table 3 Nature mode frequencies and mode shapes (10—2 000 Hz)

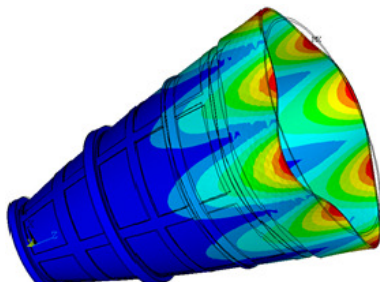
阶数	固有频率/Hz	振型描述	振型图
1	55.191/55.193	$m=2, n=0$	图 7(a)
2	75.52/75.73	整体摆动	图 7(b)
⋮	⋮	⋮	⋮
5	182.379/182.380	$m=4, n=0$	图 7(c)
⋮	⋮	⋮	⋮
25	868.34/868.36	$m=6, n=1$	图 7(d)
⋮	⋮	⋮	⋮
77	1 982.86/1 982.90	$m=6, n=7$	图 7(e)



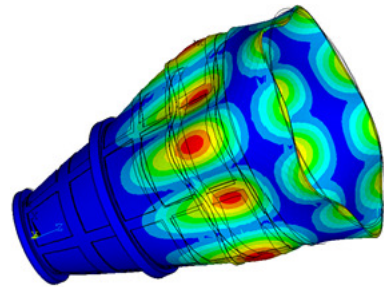
(a) 第1阶振型, $m=2, n=0$



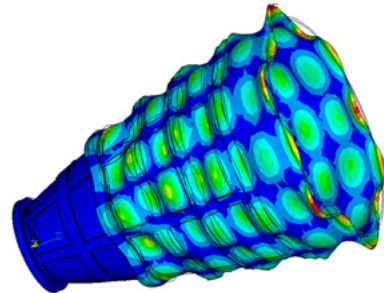
(b) 第2阶振型, 整体摆动



(c) 第5阶振型, $m=4, n=0$



(d) 第25阶振型, $m=6, n=1$



(e) 第77阶振型, $m=6, n=7$

图 7 安装状态典型振型图

Fig. 7 Typical mode shapes while mounted

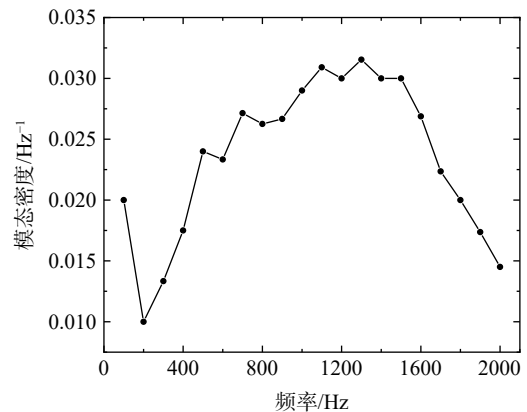


图 8 尾喷管模态密度

Fig. 8 Modal density of tail nozzle

密度较高, 易产生相应的共振。

2.2 结果分析

安装状态下, 尾喷管结构在 10~2 000 Hz 频率范围内模态频率极为丰富, 其振型除了本身的摆动外, 更多的是节圆节径振动; 在尾喷管工作时, 其后段直径较大, 薄壁特征显著, 因此振幅较大区域较多, 这些振幅较大的区域可能成为喷管结构动力学设计的薄弱位置, 需要予以一定的关注。

3 随机振动响应仿真分析

3.1 功率谱密度仿真分析方法

结构系统受外界随机激励后, 系统产生对应的响应即为随机振动。以喷管为例, 在发动机工

作过程中, 高焓气体经过喷管流入外部环境^[19], 作为大尺寸、几何非对称的复合材料薄壁结构, 其承受着高速热流所产生的各种载荷耦合引起的随机振动作用。

随机振动的变量是随机的, 它的瞬时值具有不可预测性, 即: 无法根据 t 时刻之前的值推测 t 时刻的值; 但在工程实践中, 可将随机振动信号各点进行关联, 用概率的方法描述其特征, 从而进行统计学的分析。对于一个具有无限能量的随机振动信号 $f(t)$, 工程上一般假设可以一段时间内采样得到的样本来表征总体, 对采样周期 T 内的信号进行傅里叶变换如下式所示^[20], 式中 ω 表示振动的圆频率。

$$F(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} f(t) e^{-i\omega t} dt$$

如图 9 所示, 为典型的随机振动信号及其傅里叶变换示例, 由频谱图可了解振动响应大致情况, 但想要获得能够描述振动响应程度的参数, 则需要对样本信号振幅进行平均化并进行统计学计算, 也就是功率谱密度(量符号记为 ζ_{PSD})的核心思想。

功率谱密度是结构对随机动力载荷响应的概率统计, 用于随机振动分析, 是功率谱密度与频率的关系曲线。其有位移功率谱密度、速度功率谱密度、加速度功率谱密度、力功率谱密度等形

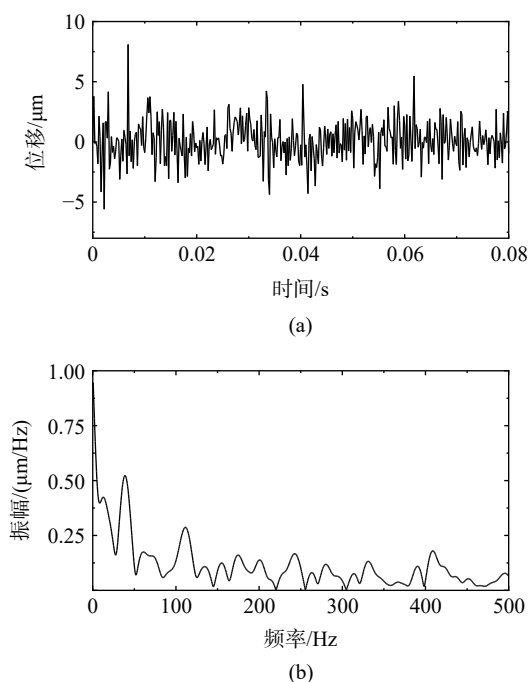


图 9 随机振动信号及其傅里叶变换示例

Fig. 9 Example of a random vibration signal and its Fourier transform

式。对于随机振动而言, 通过功率谱密度分析得到的结果不是绝对的, 而是代表它们达到某特定值的可能性。

针对随机振动, 在 ANSYS 中采用功率谱密度分析求得的结果为 1σ 时的各种参数(如位移响应、应力等)的数值: 如求得某结构系统的最大位移位于 X 位置, 对应的位移数值为 x , 则其物理意义为: 在对应的随机谱激励下, 结构系统最大位置将出现在 X 位置, 此位置下对应的位移达到或小于 x 的几率为 1σ (68.27%), 在已知 1σ 参数后, 可按照基于高斯分布的三区间法, 对数据进行折合, 即: X 位置的位移达到或小于 $2x$ 的概率为 95.45% (2σ); X 位置的位移达到或小于 $3x$ 的概率为 99.73% (3σ)。

根据实际试验中的正式载荷谱, 在 ANSYS 中输入轴向(Z 向)总方均根值为 $8g$ 的谱函数, 定义为基础激励, 施加于尾喷管前段法兰面内全约束节点, 载荷谱如图 10 所示。

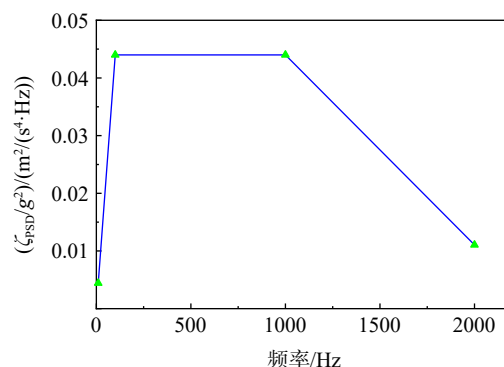


图 10 随机振动试验载荷谱

Fig. 10 Random vibration test load spectrum

3.2 随机振动特性计算结果

尾喷管结构位移分布的 1σ 结果如图 11、图 12 所示: 尾喷管结构在轴向随机振动环境中, 主要的振动响应集中在后段, 总体表现为 $m=6$ 、 $n=17$ 为主的多阶节径振型的叠加形式, 可能是由于激起了第 25 阶模态 $m=6$ 、 $n=1$ 的振型, 如图 7(d) 所示; 各向位移分量中的轴向分量较大, 约为 0.373 mm , 但约束端位移为 0.369 mm , 差值较小, 因此轴向主要体现为基础振动位移, 相对位移值较小; 最大径向位移分量约为 0.013 mm ; 最大周向位移分量约为 0.0056 mm 。

尾喷管结构应力分布结果如图 13、图 14 所示, 由等效应力及其各向分量分布可知: 在随机振动环境下, 尾喷管结构的等效应力值沿周向和

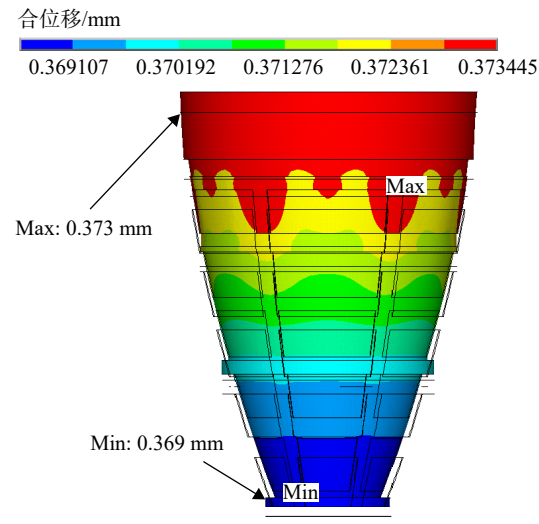


图 11 合位移分布

Fig. 11 Distribution of displacement sum

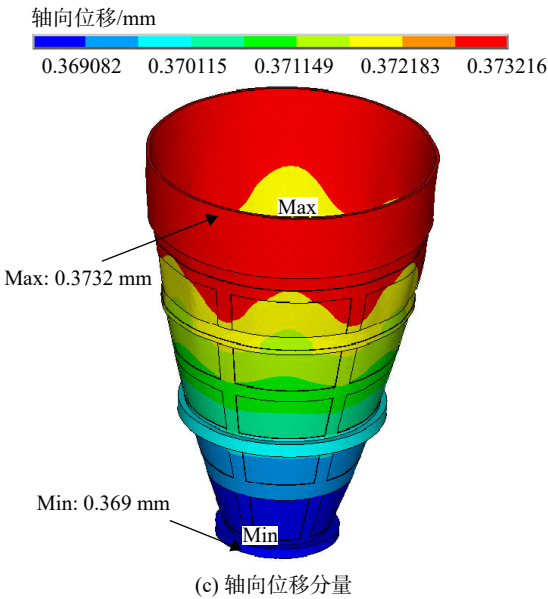
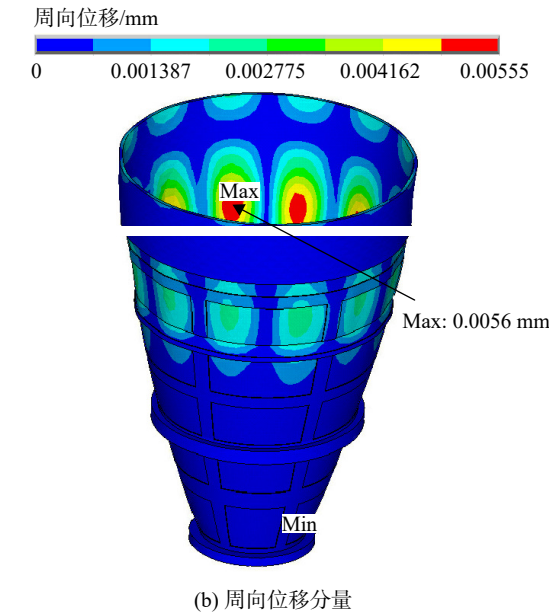
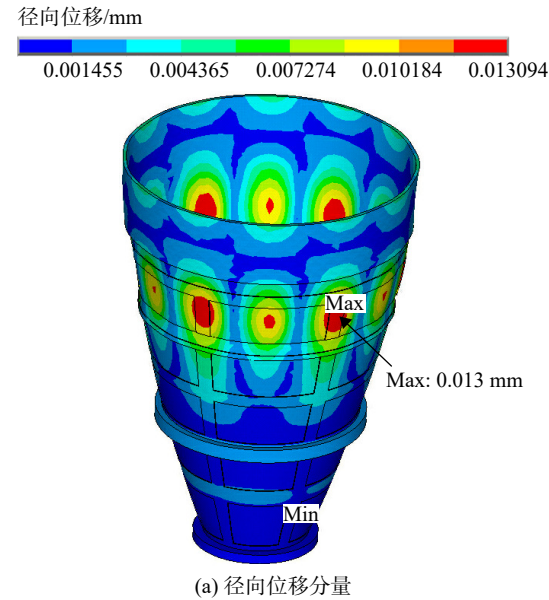


图 12 各向位移分布分量

Fig. 12 Anisotropic displacement distribution components

轴向波状分布;由应力分量可见,应力分布主要由轴向和周向的应力分量引起;沿周向具有 12 个大等效应力区,且在尾喷管后段特征更为显著;最大应力分布于连接处位置,约 6.54 MPa。

为验证仿真的准确性,便于后文进行随机振动试验验证,计算随机振动载荷下径向加速度分布特征及不同位置(M1、M2)的加速度解和总方均根值,如图 15、图 16 所示,可知加速度响应分布与位移响应分布特征基本一致,同样表现出轴向振动与 $m=6$ 多阶壳体节径振动耦合特征;由各位置加速度响应方均根值计算结果可以得知:尾喷管总体呈大尺度薄壁锥壳结构,对随机基础振

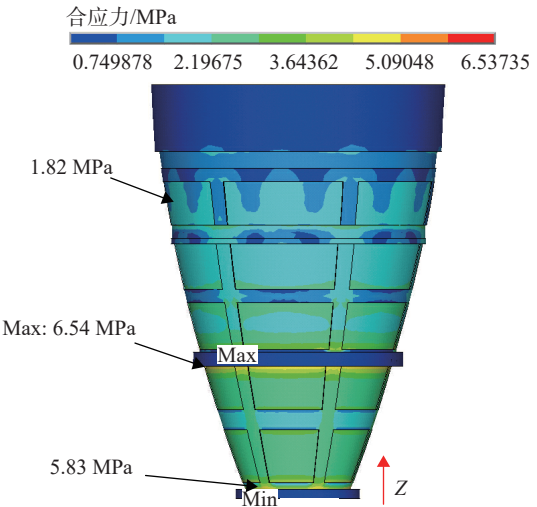


图 13 合应力分布

Fig. 13 Distribution of Von Mises stress sum

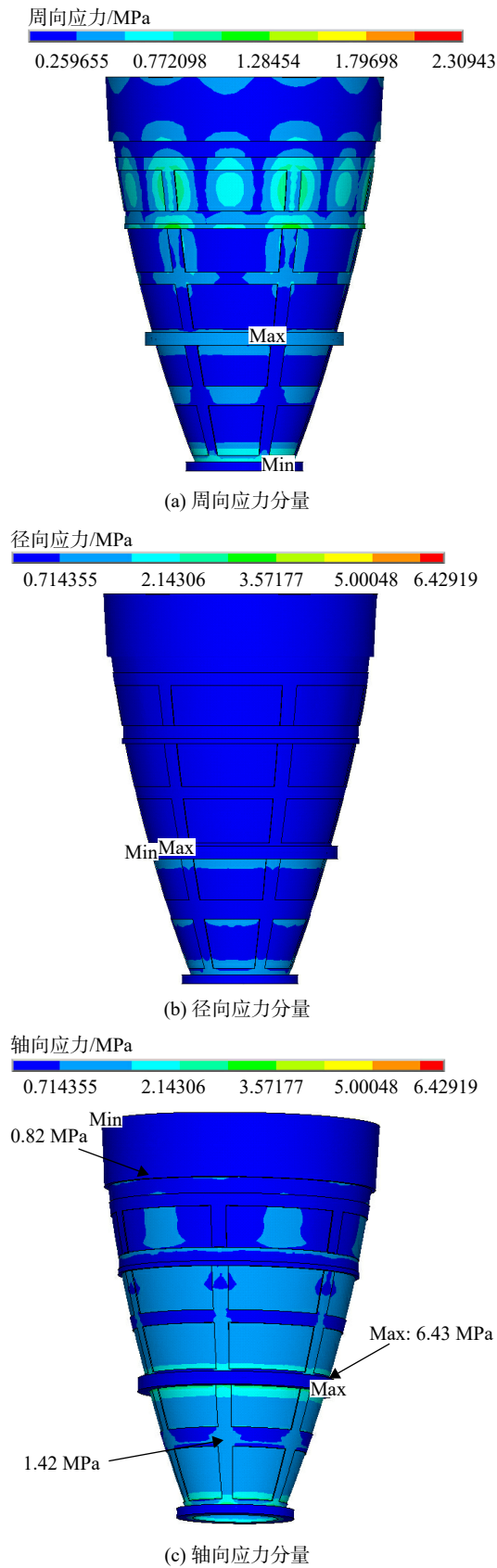


图 14 各向应力分量
Fig. 14 Anisotropic stress components

动具有显著放大效果,这一特征在后端位置更加明显,最大加速度响应方均根值可达到 17.16g。

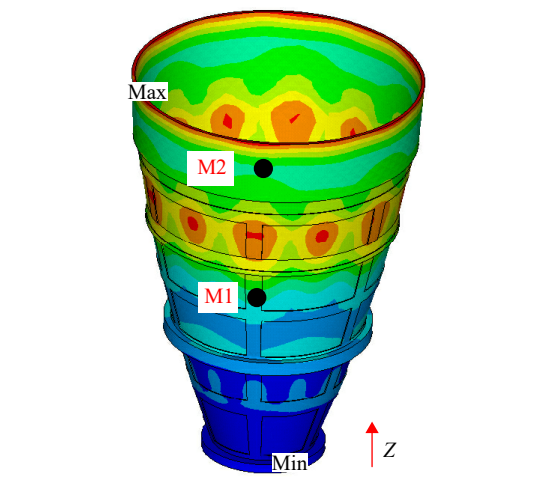


图 15 加速度响应提取点(单位: mm/s²)
Fig. 15 Acceleration response extraction point (unit: mm/s²)

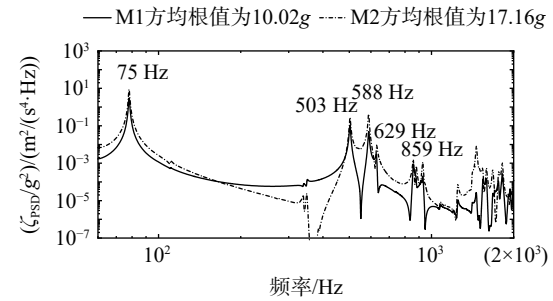


图 16 不同位置加速度响应功率谱密度曲线
Fig. 16 Power spectral density curves of acceleration response at different positions

4 随机振动响应特性试验验证

4.1 试验方案

利用振动台对尾喷管结构进行随机振动环境下的动力学响应测试。测试系统包括某型超燃冲压发动机尾喷管、工装、振动台和振动信号采集系统。为保证与根据前文仿真计算条件一致,将某型超燃冲压发动机尾喷管竖装于振动台上,并布置两个加速度传感器 M1、M2,如图 17 所示。

振动环境采用带宽随机振动法,具体如表 4 所示,总方均根用 g 无量纲比,记为 S_m/g ,要求振动台的测量功率谱密度与规定的功率谱密度相差不超过 ± 3 dB,在 500~2 000 Hz 范围内,允许容差为 -6 dB。

4.2 试验结果

试验得到两加速度测点的功率谱密度及方均根值,并将其与仿真结果进行较,比较结果如图 18、表 5 所示,对比试验和仿真数据可以得知:

1) M1 点仿真较为准确,仿真与试验的响应峰值较为接近,且方均根值误差仅为 4.21%;而

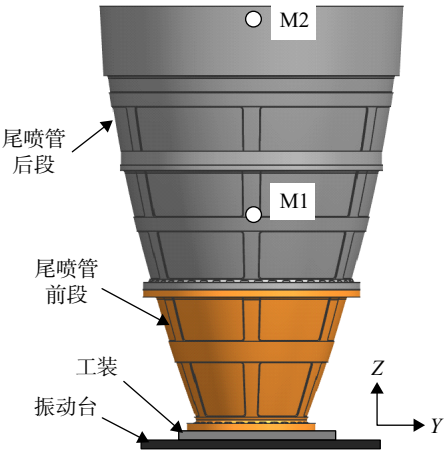


图 17 振动试验安装示意图

Fig. 17 Vibration test installation

表 4 随机振动试验条件状态

Table 4 Random vibration test condition state

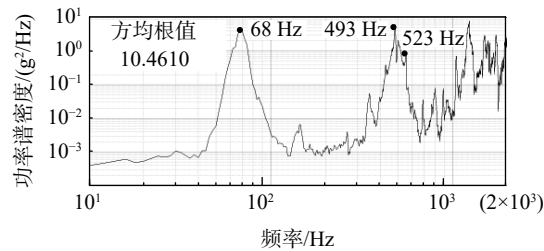
方向	S_m/g	频率范围/ Hz	PSD 变化率/ (dB/oct)	试验时间/ min
Z	8	10~100	3	4
		100~1 000	0*	
		1 000~2 000	-6	

注：表中数据 0*对应的 PSD 为 0.044，为常数。

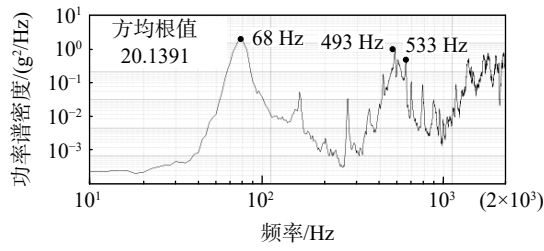
M2 点误差较大，虽仿真与试验响应峰值频率基本一致，但方均根值误差约为 14.80%。分析原因，可能是由于 M2 距安装法兰较远，更加接近尾喷管末端，受装配、试验误差影响较大。

2) 各位置高频段的仿真与试验均有误差，是由于高频段下，振动台激励幅值难以控制，受试验硬件限制，具有较大基础误差。

3) 总体来看，仿真与试验得到的值能够较好



(a) M1 试验结果



(b) M2 试验结果

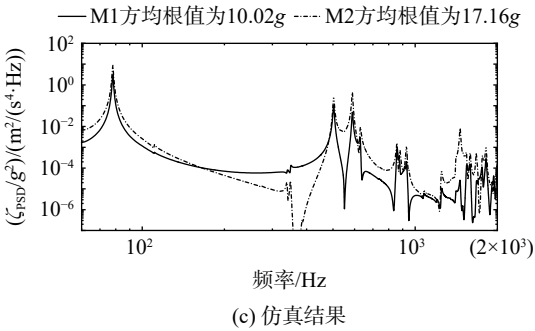


图 18 不同位置功率谱密度仿真与试验对比

Fig. 18 Comparison of power spectral density at different locations between simulation and test

表 5 加速度方均根值仿真与试验对比

Table 5 Comparison of root mean square value of acceleration between simulation and test

测点	S_a/g		误差/%
	仿真值	试验值	
M1	10.02	10.46	4.21
M2	17.16	20.14	14.80

注：表中 S_a 表示加速度方均根。

地对应，因此，本文提出的复合材料薄壁锥壳随机振动响应数值仿真方法具有一定的参考价值。

5 结 论

本文针对某型超燃冲压发动机尾喷管结构，考虑其大尺寸非对称薄壁锥壳等结构特征，进行了合理的仿真模型简化，并对其复合材料有限元机械性能进行了修正，以此为基础对其固有特性、轴向随机载荷下响应特性进行了分析，并进行了试验验证，对超燃冲压发动机尾喷管的设计有较强的指导作用。得到的主要结论如下：

1) 尾喷管为大尺度薄壁锥壳结构，安装状态下，在 10~2 000 Hz 的频率范围内具有丰富的固有频率成分，达到 77 阶；其振动形式主要为多阶节圆、节径振动，尾喷管后段直径更大，薄壁特征更为显著，模态振型也更为丰富。

2) 尾喷管在受到轴向(Z 向)随机振动载荷均匀作用时，主要的振动响应集中在后段，总体表现为 $m=6$ 、 $n=1$ 为主的多阶节径振型的叠加形式，是由于激起了第 25 阶模态导致的振型。

3) 尾喷管各向位移分量中的轴向分量较大，约为 0.373 mm，但约束端位移也有 0.369 mm，差值较小，因此轴向主要体现为基础振动位移，相对位移值较小；最大径向位移分量约为 0.013 mm；

最大周向位移分量约为 0.005 6 mm。

4) 尾喷管结构的等效力值沿周向和轴向波状分布;由应力分量可见,应力分布主要由轴向和周向的应力分量引起;沿周向具有 12 个大等效力区,且在尾喷管后段特征更为显著;最大应力分布于连接处加强筋根部位置,约为 6.54 MPa。

5) 加速度响应分布特征与位移响应分布特征基本一致,由各位置方均根值计算可知,尾喷管(特别是尾喷管后段结构)作为大尺度薄壁锥壳结构,对随机基础振动具有显著放大效果,最大加速度响应方均根值可达到约 17.16g。

6) 仿真与试验结果得到的数据能够较好地对应,研究将为以发动机尾喷管为例的复合材料大尺度薄壁锥壳结构的随机振动分析提供理论和试验参考。

参考文献:

- [1] 林鹏,庄福建,曲林峰,等.高超声速飞机尾喷管设计-制造与验证技术发展综述[J].航空学报,2022,43(6):45-55.
LIN Peng, ZHUANG Fujian, QU Linfeng, et al. Technological development in hypersonic nozzle design, manufacture and validation: a review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 45-55. (in Chinese)
- [2] 季鹤鸣,龚正真,邵万仁,等.喷管与机后体一体化设计初探[J].航空发动机,2008,34(2):27-29,35.
JI Heming, GONG Zhengzhen, SHAO Wanren, et al. Preliminary investigation of integrated design for nozzle and aircraft afterbody[J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 27-29, 35. (in Chinese)
- [3] 王书贤.几何可调喷管的结构特点及发展[J].兵器装备工程学报,2018,39(1):6-13.
WANG Shuxian. Review on structural characteristics and development of geometric variable nozzle[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(1): 6-13. (in Chinese)
- [4] ZHANG Xinghong, DU Baihe, HU Ping, et al. Thermal response, oxidation and ablation of ultra-high temperature ceramics, C/SiC, C/C, graphite and graphite-ceramics[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2022, 102: 137-158.
- [5] 王首豪. ZrC 改性 C/C-SiC 复合材料高温性能及影响机理研究[D]. 辽宁 大连: 大连理工大学, 2020.
WANG Shouhao. High-temperature performance and influence mechanisms of ZrC-modified C/C-SiC composites[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2020. (in Chinese)
- [6] 严科飞,张程煜,乔生儒,等.C/C 和 C/SiC 复合材料的夏比冲击性能研究[J].航空材料学报,2011,31(2):95-98.
YAN Kefei, ZHANG Chengyu, QIAO Shengru, et al. Charpy impact properties of C/C and C/SiC composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(2): 95-98. (in Chinese)
- [7] 余惠琴,陈长乐,邹武,等.C/C-SiC 复合材料的制备与性能[J].宇航材料工艺,2001,31(2):28-32.
YU Huiqin, CHEN Changle, ZOU Wu, et al. Fabrication and properties of C/C-SiC matrix composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 2001, 31(2): 28-32. (in Chinese)
- [8] 王晓丽,谢恒,王坤杰,等.氢氧发动机大尺寸薄壁 C/C-SiC 复合材料喷管设计与研究[J].导弹与航天运载技术,2019(1):45-49.
WANG Xiaoli, XIE Heng, WANG Kunjie, et al. C/C-SiC composite materials nozzle extension design and investigation for LOX/LH₂ rocket engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(1): 45-49. (in Chinese)
- [9] 高魁垠. C/SiC 复合材料螺栓连接结构可靠性分析[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2020.
GAO Kuiyin. Reliability analysis of C/SiC composite bolted joints [D]. Beijing: China Academy of Launch Vehicle Technology, 2020. (in Chinese)
- [10] 刘力宇,孙康,黄陈哲,等.基于有限元法的运载火箭复合材料末级舱段随机振动环境预示研究[R]. 海南 海口: 第十七届中国 CAE 工程分析技术年会, 2021.
- [11] WARBURTON G B. Harmonic response of cylindrical shells[J]. Journal of Engineering for Industry, 1974, 96(3): 994-999.
- [12] NOVOZHILOV V V. The theory of thin shells[J]. The Journal of the Royal Aeronautical Society, 1960, 64(596): 498-501.
- [13] ZANG Chaoping, EWINS D J. Model validation for structural dynamics in the aero-engine design process[J]. Frontiers of Energy and Power Engineering in China, 2009, 3(4): 480-488.
- [14] 马健,燕瑛,杨雷,等.含孔复合材料圆柱壳冲击破坏试验与有限元分析[J].航空学报,2012,33(5):871-878.
MA Jian, YAN Ying, YANG Lei, et al. Experiments and finite element analysis of laminated composite cylindrical shells with circular hole subjected to dynamic loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 871-878. (in Chinese)
- [15] 李广生,陈美霞,原春晖.基于陆上振动测试的水中圆柱壳结构声响应计算方法[J].中国舰船研究,2022,17(6):252-260.
LI Guangsheng, CHEN Meixia, YUAN Chunhui. Calculation method of underwater acoustic and vibration response of cabin segment based on onshore vibration test[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2022, 17(6): 252-260. (in Chinese)
- [16] 张大义,洪杰,任德新.碳陶双基体复合材料壳结构的振动分析[J].航空动力学报,2011,26(5):1142-1147.
ZHANG Dayi, HONG Jie, REN Dexin. Dynamical analysis on shell structure made of C/C-SiC composite materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1142-1147. (in Chinese)
- [17] 林天然,李震.统计能量分析方法及应用综述[J].振动与冲击,2021,40(13):222-238.
LIN Tianran, LI Zhen. Overview of statistical energy analysis and its applications[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(13): 222-238. (in Chinese)
- [18] 廖桔,赵紫豪,朱林峰,等.飞机燃油管道随机振动分析与设计优化[J].管道技术与设备,2021(5):1-6.
LIAO Ju, ZHAO Zihao, ZHU Linfeng, et al. Random vibration analysis and design optimization of aircraft fuel pipeline[J]. Pipeline Technique and Equipment, 2021(5): 1-6. (in Chinese)
- [19] 陈飞,董粤良.点导纳法的模态密度测试试验[J].噪声与振动控制,2017,37(1):183-187.
CHEN Fei, DONG Eliang. Modal density measurement test based on point admittance method[J]. Noise and Vibration Control, 2017, 37(1): 183-187. (in Chinese)
- [20] 克里斯蒂安·拉兰内.随机振动[M].北京:国防工业出版社,2021.

(编辑:陈越)