

热流环境下航空发动机短环形火焰筒动力学响应特性分析

张家铭,沙云东,艾思泽

(沈阳航空航天大学 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室,辽宁 沈阳 110136)

摘 要:采用数值仿真分析方法对航空发动机短环形火焰筒结构进行简化处理,构建短环形火焰筒结构模型。通过有限元方法对结构进行流固耦合分析计算,得到火焰筒壁面温度分布及气动压力分布,计算火焰筒结构热模态结果并分析。通过耦合的有限元/边界元法以扩散场的形式对火焰筒结构施加噪声激励载荷,对火焰筒结构多场耦合非线性动力学响应特性进行分析,获得了短环形火焰筒结构在温度载荷、气动力载荷与噪声载荷耦合作用下的动力学响应规律。

关键词:航空发动机;短环形火焰筒;热流环境;耦合的有限元/边界元;响应分析

中图分类号:V232.5 **文献标识码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)01-0136-04

Dynamic Response Analysis of Short Annular Flame Tube of Aeroengine in Heat Flow Environment

ZHANG Jiaming, SHA Yundong, AI Size

(Liaoning Province Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology of Aviation Propulsion, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The short annular flame tube structure of aeroengine was simplified by numerical simulation analysis method, and the structure model of short annular flame tube was constructed. By finite element method, the fluid-structure coupling analysis and calculation of the structure were performed to obtain the temperature distribution and aerodynamic pressure distribution of the flame cylinder wall, and the thermal mode results of the flame cylinder structure were calculated and analyzed. With the coupled FEM/BEM method of flame tube structure in the form of diffusion field applying noise excitation load, the flame tube structure multi-field coupling nonlinear dynamic response characteristics were analyzed, through which dynamic response of short annular flame tube structure under the coupling action of temperature load, aerodynamic load and noise load was gained.

Keywords: aeroengine; short annular flame tube; heat flow environment; coupled finite element/boundary element; response analysis

0 引言

新世纪以来,随着我国对航空领域越来越重视,国内航空事业得以飞速发展,对航空发动机推重比和减质量的要求也越来越高。尤其是航空发动机火焰筒因长时间工作于严酷的高速热流环境中,导致薄壁结构承受着高温载荷、气动力载荷、高强声压载荷等多种强载荷,会使结构发生大挠度非线性动力学响应^[1-5],严重影响结构的稳定性和疲劳寿命。为了更好地应对多种复杂载荷的联合作用,并为航空发动机薄壁结构优化设计提供参考依据,因此开展研究热流环境下短环形火焰筒动力学响应是十分必要的。

国内外很多学者对航空薄壁结构热声动力学响应开展研究。Ng C F团队在1991年开展了热声疲劳试验,通过数值仿真验证研究了在热载荷于高强声载荷联合作用

下的铝板发生随机运动,并对铝板的两种热边界条件做出讨论,详细分析了铝板在热声载荷下的动力学响应^[6]。BLEVINS R D等人针对C/C板结构,开展热声振动试验,其试验温度高达1480℃,声压级超过170 dB,分析得出飞机发动机等结构设计应主要考虑声学冲击波撞击引起的载荷^[7]。北京航空航天大学高金海利用热-流-固耦合方法对燃烧室环形火焰筒三位模型进行了数值仿真^[8]。黄国远等针对薄壁圆筒机匣进行了振动模态分析^[9]。桂业伟团队针对热-流-固耦合问题从单向耦合及双向耦合两方面进行了研究分析^[10],并通过其自主研发的数值仿真平台(FL-CAPTER),探索研究高超声速飞行器在多场耦合下的动力学响应,并总结了面临的难题和日后工作的方向。沙云东团队针对航空发动机热声流耦合,开展多次仿真计算及试验验证^[11-12],为航空发动机设计提供了重要参考依据。

基金项目:辽宁省“兴辽英才计划”项目(XLYC1802086)

第一作者简介:张家铭(1992—),男,河北石家庄人,硕士研究生,研究方向为航空发动机强度、振动及噪声。

1 基于有限元/边界元法耦合理论

本文采用改进的耦合 BEM/FEM 计算方法,同时考虑气动载荷、热载荷和噪声载荷,计算出发动机薄壁结构响应特性,可供发动机设计阶段借鉴。

对于声载荷的影响,可以采用边界元法将流体域的声场进行离散化处理,计算流体域的声压和振动速度,采用有限元与边界元耦合的方法分析声载荷下的结构动力学响应。

对于声波和固体结构间的相互作用,克希霍夫-亥姆霍兹积分方程阐明了某任意物体上表面振动谐运动与周围流体中辐射声压场的关系,如式(1)所示:

$$P(\mathbf{r}) = \int \left\{ P(\mathbf{r}_0) \frac{\partial G_{\omega}(\mathbf{r}, \omega | \mathbf{r}_0, \omega)}{\partial n} + i\omega \rho_0 u_n(\mathbf{r}) G_{\omega}(\mathbf{r}, \omega | \mathbf{r}_0, \omega) \right\} dS \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}$ 为声场位置矢量; $\mathbf{r}_0$ 为振动物体位置矢量; $P(\mathbf{r})$ 为表面压力; $\mathbf{n}$ 为单位法向量; $i\omega \rho_0 u_n(\mathbf{r})$ 为振动物体表面法向加速度。 G_{ω} 为波动方程对谐波源的解。

结构在温度场与压力场耦合下的模态与声模态叠加,采用这种弱耦合的方式,可以求解结构在热声流固耦合下的模态和应力应变问题。

在声载荷作用下,声压和模态之间的关系如式(2)所示:

$$p(x, y, z, t) = [H_{\text{pact}}] u_a(t) \quad (2)$$

式中: $u_a(t)$ 为声场边界质点位移; $[H_{\text{pact}}]$ 为声传递函数;该函数与声场边界元控制方程联立,可得声传递函数如式(3)所示:

$$[H_{\text{pact}}] = [H^{-1}] [G] [L_T] \{-\rho_a \omega^2\} \quad (3)$$

式中: $[H]$ 和 $[G]$ 为影响矩阵; $[L_T]$ 为传递声载荷的传递矩阵,从边界元的中心传递到有限元的各节点。

对结构施加声载荷功率谱密度 $S_{\text{IN}}(\omega)$,得到模态应变位移谱密度 $[S_d(\omega)]_n$:

$$[S_d(\omega)]_n = |[H_s(\omega)]_n|^2 S_{\text{IN}}(\omega) \quad (4)$$

式中: $S_{\text{IN}}(\omega) = \frac{4}{\Delta f} 10^{(S_{\text{PL}}/10-10)}$, S_{PL} 为声压级。

对结构有限元、声学边界元通过频域进行谱密度耦合,未知量为有限元结构模态应变位移谱密度和边界元声压谱密度,即耦合有限元/边界元的结构动力学控制方程为:

$$[C_{\text{PLG}}(\omega)] [SD_r(\omega)] = \{SD_{\text{IN}}(\omega)\} \quad (5)$$

式中: $C_{\text{PLG}}(\omega)$ 为全耦合矩阵; $[SD_r(\omega)]$ 为结构动力响应功率谱密度函数; $\{SD_{\text{IN}}(\omega)\}$ 为外部激励功率谱密度函数。

2 短环形火焰筒仿真模型构建

以某型航空发动机短环形火焰筒为原型,使用火焰筒常用高温合金 GH188 为该模型材料,建立简化版短环形火焰筒数值仿真模型。该模型采用外壁直径 100 mm,内壁直径 70 mm,筒长 30 mm,在结构中间位置均匀开有 4 个孔,开孔直径 8 mm,结构环面均匀开有 4 个孔,开孔直径 10 mm。为方便对火焰筒结构进行约束,在结构内外壁面前段位置各开 4 个小孔,开孔直径 3 mm,结构的壁厚为

2 mm,该火焰筒结构仿真模型示意图如图 1 所示。火焰筒外加流场模型如图 2 所示。



图 1 短环形火焰筒模型

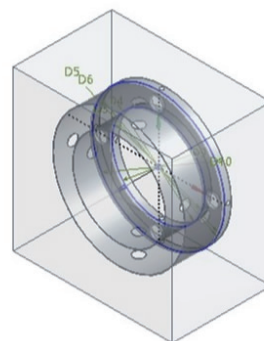


图 2 火焰筒外加流场模型

为模拟火焰筒真实工作状态,对该短环形火焰筒前端 4 个小孔处进行约束,约束火焰筒轴向与径向位移,并通过构建流体域按火焰筒前端垂直进气方式对结构进行气流加载,并对该火焰筒模型进行数值仿真分析计算。

3 短环形火焰筒流至载荷分布分析

应用 FLUENT 软件,设置 450 °C 温度、100 m/s 流速的热气流对短环形火焰筒进行气动加载,火焰筒壁面温度效果如图 3 所示。由图可知,火焰筒在热流条件下温度分布有很大差距,450 °C、100 m/s 的气流冲击情况下温差可达 160 °C。火焰筒内外壁的外壁面与环形面孔边位置温度在热流环境下温度最高,但外壁面位置分布有相对低温斑点。环形面虽离热流最近,但温度没有其孔边处和外壁面温度高,火焰筒外壁面孔边处为整个火焰筒外壁部分温度最低位置,而内壁面正好相反,孔边处为内壁面温度最高位置。整个火焰筒内壁面温度最低。

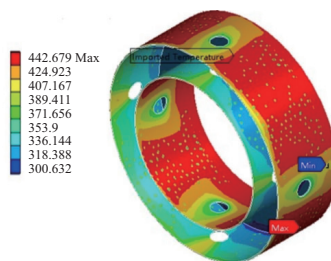


图 3 短环形火焰筒壁温分布云图

火焰筒壁面承受气流冲击应力效果如图4所示。根据前文总结的薄壁结构板承受气动压力效果规律可知,气动压力大小与温度无关,只与气流流速有关。观察图4可知,短环形火焰筒结构前端环形面处为气动压力最大位置,且在100 m/s流速下可达17425 Pa,对比前文薄壁板在100 m/s流速下所受最大压力为2711 Pa可知,气流冲击压力效果对短环形火焰筒结构影响较大。气流压力效果从火焰筒前端到后端依次降低,且扩散方式可视为线性梯度下降方式。在火焰筒尾部及筒壁空边处气动压力最小,仅为6 Pa,若研究短环形火焰筒尾部受力状况可忽略气动压力,且气动压力效果对短环形火焰筒内外壁影响效果相同,内外壁气动压力变化梯度完全一致。火焰筒外壁前端4个约束孔位置处发生局部应力集中现象,承受气动压力最大,内壁前端4个约束孔位置承受压力相对较小,大概在8000 Pa左右,不到外壁的1/2。由气动压力云图可知,若研究短环形火焰筒结构前端头部位置处响应特性,不能忽略气动压力对结构的影响。

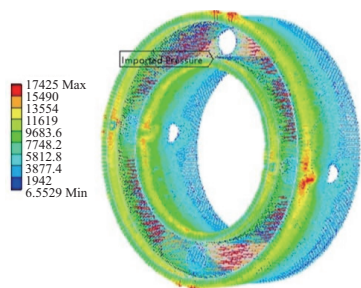


图4 短环形火焰筒壁面气动压力分布云图

4 短环形火焰筒热模态分析

通过有限元分析方法对航空发动机短环形火焰筒结构进行静力学分析,在静力学分析的基础上进行模态分析,获取该结构热模态结果。火焰筒结构在450℃、100 m/s流速气流下前20阶模态部分图如图5所示。可知该火焰筒结构前几阶变形在外壁面最大,在第12阶~15阶频率之间变形最大位置转移到内壁面区域,到第20阶模态频率时又回到外壁面区域。

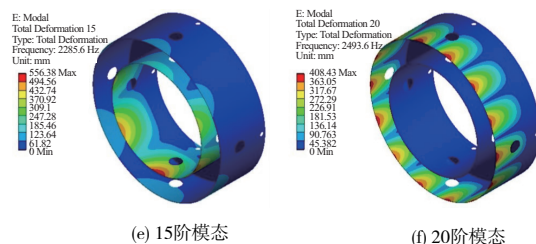
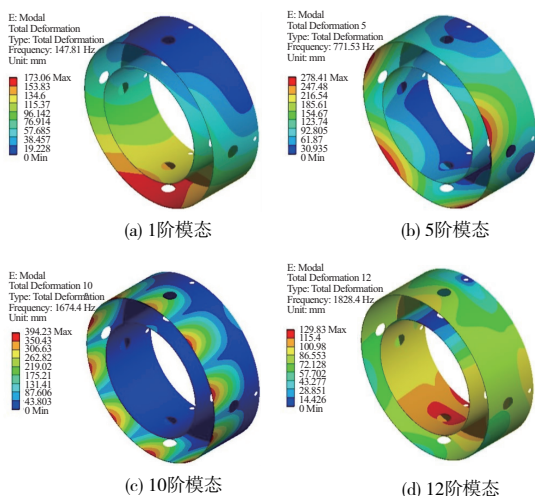


图5 短环形火焰筒结构450℃前20阶部分模态振型云图

分别计算火焰筒在300℃、450℃、600℃3个温度100 m/s流速气流作用下,结构前14阶模态频率,计算结果如表1所示。从表中数据可知,结构第3阶与第4阶模态频率、第10阶与第11阶模态频率、第13阶与第14阶模态频率几乎完全相同,由于此短环形火焰筒结构具有对称性,导致部分相邻模态频率几乎一致。因未到结构的屈服温度,随温度升高,结构刚度上升,结构热模态频率会发生降低现象,结构处于软化区域。故温度从300℃升至600℃,火焰筒1阶模态频率从153.56 Hz下降到141.8 Hz。

表1 不同温度下火焰筒结构前14阶热模态 单位:Hz

阶次	300℃	450℃	600℃
1	153.56	147.81	141.80
2	296.08	284.58	272.62
3	625.49	601.92	577.31
4	640.61	615.31	589.00
5	802.63	771.53	739.28
6	1 099.60	1 058.10	1 014.90
7	1 231.10	1 185.10	1 136.20
8	1 441.00	1 386.80	1 330.30
9	1 517.60	1 459.90	1 399.80
10	1 739.40	1 674.40	1 606.60
11	1 787.60	1 720.40	1 650.10
12	1 901.30	1 828.40	1 752.30
13	2 120.30	2 041.30	1 958.80
14	2 121.90	2 043.20	1 960.80

5 短环形火焰筒响应特性分析

利用数值仿真计算火焰筒结构热模态结果,使用耦合的有限元、边界元方法对该火焰筒结构进行声振耦合仿真计算,以扩散场的形式对结构施加高斯白噪声载荷。通过分别施加120 dB、125 dB、130 dB高斯白噪声对结构进行声振响应计算,得出火焰筒结构在热声流固多物理场耦合作用下非线性动力学响应特性。

短环形火焰筒结构300℃与450℃温度、100 m/s流速热气流环境中不同声压级噪声载荷作用下应力响应如图6所示。从图中可以看出,同一温度下短环形火焰筒结

构所受的应力响应随声压级增大而增加,相同温度环境下不同声压级下结构应力响应变化规律相同,且噪声载荷对火焰筒结构应力响应影响巨大。观察图 6(a)可知,300℃气流温度下 120 dB 时最大应力响应为 71 MPa; 125 dB 时为 127 MPa; 130 dB 时为 226 MPa。火焰筒结构在前 3 阶模态频率处应力相差不多,结构在 1 阶频率处响应最大,后几阶模态频率虽有明显峰值,但应力响应明显小于前 3 阶共振频率应力响应。观察图 6(b)可知,450℃气流温度下 120 dB 时最大应力响应为 77 MPa; 125 dB 时为 137 MPa; 130 dB 时为 244 MPa。火焰筒结构在前 3 阶模态频率处应力相差不多,结构在 2 阶频率处响应最大,后几阶模态频率虽有明显峰值,但应力响应明显小于前 3 阶共振频率应力响应。

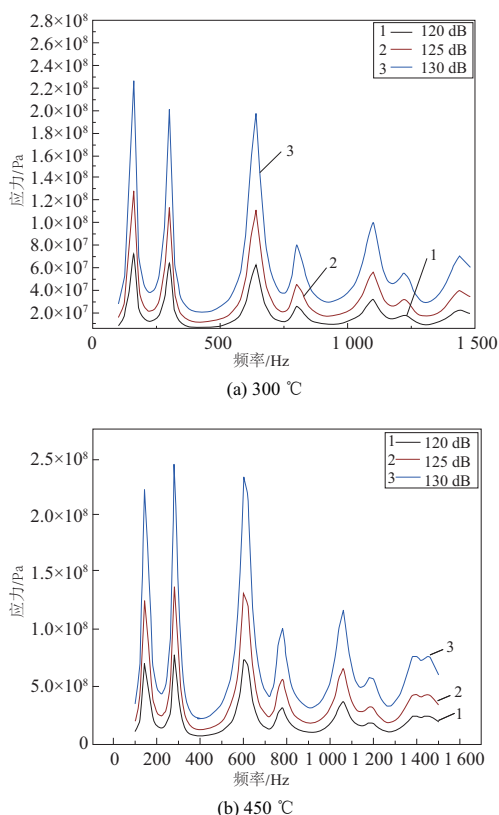


图 6 火焰筒结构不同声压级下应力响应

航空发动机短环形火焰筒结构在不同温度 100 m/s 流速气流作用下应力响应变化规律如图 7 所示。通过对比 300℃、130 dB 声压级噪声激励下短环形火焰筒结构第 1 阶热模态频率与 450℃、130 dB 声压级噪声激励下结构第 2 阶热模态频率可知,温度上升 150℃,火焰筒最大应力响应增加 18 MPa。当 300℃时,高斯白噪声激励载荷声压级从 120 dB 增加至 125 dB,仅增加 5 dB,火焰筒最大应力响应增加 56 MPa。通过观察 300℃各声压级噪声激励响应峰值与 450℃下各声压级噪声激励响应峰值可以发现,450℃各声压级响应峰值对比 300℃各声压级下响应峰值发生左移现象。相同温度环境下,不同声压级噪声激励载荷响应峰值在同一频率线,证明随温度升高,结构由于处于屈曲前状态,热模态频率下降,故响应峰值发生左移现象。而噪声激励载荷虽对结构应力响应影响剧烈,但

对结构模态没有影响。

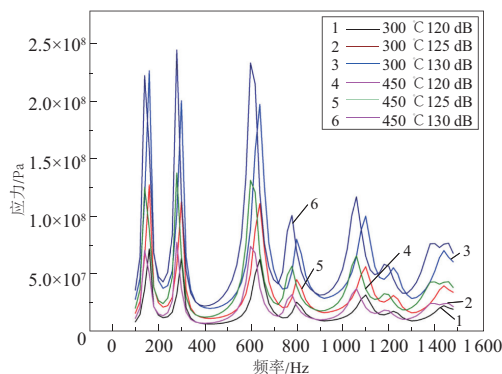


图 7 短环形火焰筒各工况下应力响应

6 结语

针对在航空飞行器工作时严酷的高温流动环境下航空发动机短环形火焰筒结构动力学响应问题,本文结合大量有关理论研究,从短环形火焰筒结构特性考虑出发,构建简化短环形火焰筒模型,并考虑到航空发动机火焰筒工作于高速热流环境下,建立流体域,计算出短环形火焰筒壁面温度云图与气动冲击应力云图,完成了火焰筒壁面温度分布规律与气动冲击应力分布规律的分析;并对该数值仿真模型分别施加 120 dB、125 dB、130 dB 的高斯白噪声激励载荷,完成了短环形火焰筒结构在温度载荷、气动冲击应力载荷、噪声载荷耦合作用下非线性动力学响应分析,得到此火焰筒结构应力响应变化规律,为航空发动机短环形火焰筒结构可靠性设计提供参考依据。

参考文献:

- [1] SHA Y D, WANG J. Nonlinear vibration response analysis and experimental verification of thin-walled structures to thermal-acoustic excitations[C]//Proceedings of the 2016 4th International Conference on Machinery, Materials and Information Technology Applications. Xi'an, China. Paris, France: Atlantis Press, 2016.
- [2] SHA Y D, ZHU L, JIE X B, et al. Nonlinear random response and fatigue life estimation of curved panels to non-uniform temperature field and acoustic loadings[J]. Journal of Vibration and Control, 2016, 22(3): 896-911.
- [3] 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.
- [4] 沙云东, 王建, 骆丽, 等. 热声载荷作用下金属薄壁结构的振动响应与试验验证[J]. 振动与冲击, 2017, 36(20): 218-224, 232.
- [5] SHA Y D, WEI J, GAO Z J, et al. Nonlinear response with snap-through and fatigue life prediction for panels to thermo-acoustic loadings[J]. Journal of Vibration and Control, 2014, 20(5): 679-697.
- [6] Ng C F, CLEVENSON S A. High-intensity acoustic tests of a thermally stressed plate[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(4): 275-281.

(下转第 146 页)

$$r = \frac{n}{N_f} \quad (18)$$

式中 p 、 q 分别为拟合参数,由材料、类型、尺寸、应力水平和选取的模态阶数等参数所决定。按上述模型拟合得出的第二阶模态预测模型如下式所示:

$$g = 0.104\ 78 \ln(37.929\ 76r + 1) \quad (19)$$

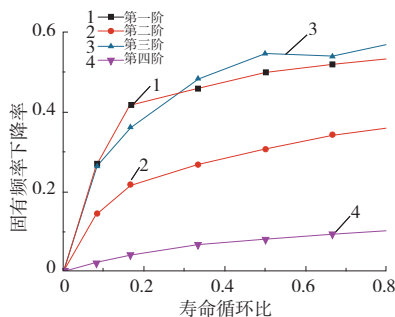


图5 前4阶固有频率下降率变化图

3.3 衰减模型验证

将上述拟合模型与文献[8]中的试验数据进行对比,结果如图6所示。由图可见拟合模型曲线与试验数据曲线吻合度非常高。但是在疲劳循环比 0.4~0.8 的过程中存在一定的误差,其主要原因为层合板疲劳进行过程中总伴随着边界效应^[9],导致复合材料的自由端容易较早发生分层损伤,从而对复合材料的边界刚度有加强作用,导致固有频率下降率减小,使数值模拟结果与试验结果产生一定的误差。因此本文所参考的损伤后刚度突降模型有待进一步改进,应考虑更多的边界效应影响因子,有助于更好地反映实际试验中的固有频率下降率。

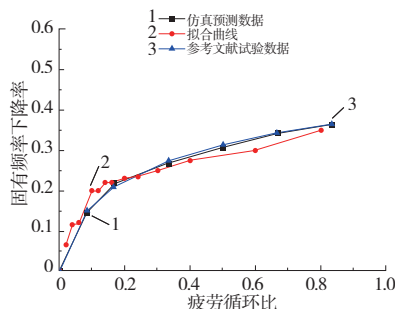


图6 T300 纤维复合材料层合板数值模拟结果

4 结语

本文基于层合板逐渐损伤模型,采用率相关的硬化方程,编制了本构模型的 APDL 参数化程序,利用 ANSYS 软件开展了 T300/970 树脂基复合材料层合板在 0.1 载荷比、75%应力水平下的固有频率下降率数值模拟研究,并建立了符合疲劳循环比与固有频率下降率关系的对数函数模型。结果表明:该模型具有一定的可靠性,有效利用拟合模型,对实际工程中通过固有频率下降率预测剩余疲劳寿命有很大的实际意义。

参考文献:

- [1] 陈华辉. 现代复合材料[M]. 北京:中国物资出版社, 1998.
- [2] 徐颖. 复合材料层合板冲击损伤及冲击后疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- [3] 王丹勇. 层合板接头损伤失效与疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
- [4] ADAMS R D, WALTON D, FLITCROFT J E, et al. Vibration testing as a nondestructive test tool for composite materials[EB/OL]. [2019-11-30] https://www.researchgate.net/publication/284071634_Vibration_testing_as_a_nondestructive_test_tool_for_composite_materials, 1975.
- [5] SHOKRIEH M M, LESSARD L. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part II: material characterization and model verification[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13): 1081-1116.
- [6] DIAO X X, LESSARD L B, SHOKRIEH M M. Statistical model for multiaxial fatigue behavior of unidirectional plies[J]. Composites Science and Technology, 1999, 59(13): 2025-2035.
- [7] BEHESHTY M H, HARRIS B. A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: the effect of impact damage[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(1): 9-18.
- [8] 李丹卉. 拉-拉循环载荷下复合材料固有频率疲劳衰减规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [9] DOMB M M, HANSEN J S. Development of free-edge effect during processing of semicrystalline thermoplastic composites[J]. AIAA Journal, 1994, 32(5): 1029-1033.

收稿日期:2019-12-16

(上接第 139 页)

- [7] BLEVINS R D, HOLEHOUSE I, WENTZ K R. Thermoacoustic loads and fatigue of hypersonic vehicle skin panels[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 971-978.
- [8] 高金海, 王建军, 马艳红, 等. 基于热-流-固耦合方法火焰筒壁温三维数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(3): 300-304.
- [9] 黄国远, 梁安阳, 岳林. 叶轮旋转机械机匣振动模态分析[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(1): 117-120, 152.

- [10] 桂业伟, 刘磊, 代光月, 等. 高超声速飞行器流-热-固耦合研究现状与软件开发[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 87-105.
- [11] 沙云东, 胡翼飞, 胡增辉. 薄壁结构高温随机振动疲劳分析方法有效性验证[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1386-1395.
- [12] 沙云东, 艾思泽, 赵奉同, 等. 高速热流下薄壁结构声振响应分析及寿命预估[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 201-214.

收稿日期:2019-11-20