

超音速气流中热塑性复合材料壁板的非线性热颤振特性*

高艺航^{1,2}, 段静波³, 雷勇军¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国运载火箭技术研究院北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

3. 石家庄铁道大学工程力学系, 河北石家庄 050043)

摘要:热塑性复合材料结构在高速流场中的颤振行为是可重复使用航天器设计中需要考虑的问题。基于 Mindlin 厚板理论和 Von-Karman 大变形理论描述热塑性复合壁板结构大变形, 超音速气动力采用活塞气动理论。考虑温度引起的壁板内热应力和热塑性材料力学性能的改变。根据虚功原理和有限元法推导建立了热塑性复合材料壁板的热颤振模型, 进而采用 V-g 法和 Newmark 法分别从频域和时域求解热塑性壁板的热颤振特性。在验证方法正确性和收敛性的基础上, 讨论了温度对热塑性复合壁板的热颤振频域模态耦合特性、颤振时域极限环振荡特性。结果表明, 考虑热塑性材料温变特性会进一步降低壁板的颤振动压, 而且热塑性壁板极限环振荡下等效力水平较低, 没有达到材料屈服极限。

关键词:热塑性复合壁板; 非线性热颤振; 超音速气流; 模态耦合; 极限环振荡特性

中图分类号: O322 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2022)02-016-08

Nonlinear thermal flutter characteristics of thermoplastic composite panels in supersonic flow

GAO Yihang^{1,2}, DUAN Jingbo³, LEI Yongjun¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

3. Department of Engineering Mechanics, Shijiazhuang Tiedao University, Shijiazhuang 050043, China)

Abstract: The flutter behavior of thermoplastic composite structures in high-speed flow is a key problem in the design of reusable spacecraft. Based on the classical Mindlin thick theory, the Von-Karman larger deformation theory and the piston theory, the thermoplastic composite structure panel and its aerodynamics were described, along with the consideration of both the thermal stress and the variation of mechanical properties caused by the temperature. The aeroelastic model of the thermoplastic composite panel was established based on the principle of virtual work and the finite element method, and the V-g method and the Newmark method were used to solve the thermal flutter characteristics of the thermoplastic panel from frequency domain and time domain, respectively. After the validity and convergence of the presented method were verified, the effects of temperature on mode coupling in frequency domain, limit cycle oscillation in time-domain and stress response were investigated. The results show that the flutter dynamic pressure obtained by considering the temperature variation of thermoplastic materials will further reduce the flutter dynamic pressure of the panel, and the equivalent stress of thermoplastic panels under the limit cycle oscillation is lower than the material yield limit.

Keywords: thermoplastic composite panels; nonlinear thermal flutter; supersonic flow; mode coupling; limit cycle oscillation characteristics

随着航天器朝着高速、强突防、低成本、短周期方向发展, 对结构构件的材料与成型提出了更高的要求。热塑性树脂基复合材料由于其耐高温、高强度、高韧性、可重复使用等诸多优异性能, 成为可重复使用航天器首选的先进复合材料。然而, 热塑性复合材料基体韧性大, 受热塑性显著, 在航天器极端复杂的气动热环境中, 热塑性复合材料制成的壁板类结构的气动弹性力学行力及机

理十分值得研究。

关于壁板热颤振问题的研究最早可以追溯到 20 世纪 50 年代, Houbolt^[1] 最先开始研究温度场均匀分布的二维壁板颤振边界及其屈曲失稳特性。随后, Dowell^[2] 针对金属壁板几何非线性颤振问题进行了大量研究。Kouchakzadeh 等^[3] 采用经典板理论和 von Karman 非线性位移应变关系进行结构建模, 研究复合材料层合板在超音速气

* 收稿日期: 2020-07-31

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11702325); 河北省重点研发计划资助项目(213504010); 民航航空器适航审定技术重点实验室开放基金资助项目(SH2020112705)

作者简介: 高艺航(1991—), 女, 河南驻马店人, 博士研究生, E-mail: gaoyhddup@163.com;

段静波(通信作者), 男, 副教授, 博士, 硕士生导师, E-mail: duanjingbo@stdu.edu.cn

流中的非线性气动弹性问题。如果飞行马赫数较高,在强烈的气动加热效应作用下,壁板将面临极端严酷的热环境。Zhou 等^[4]发现受热壁板在气流中的运动形式极其复杂,具有从低速气流中的衰减振动、热屈曲振动形式到高速气流中各种类型的振动。杨智春等^[5]采用逐步分析方法研究了复合材料铺层方式对壁板热颤振特性的影响。李凯伦等^[6]对高超声速环境中功能梯度薄板的热气动弹性问题进行了研究,发现气动加热效应能够使薄板发生热屈曲或者提前进入振动状态。Yang 等^[7-8]针对高超声速飞行器一体化防热结构,建立了泡沫填充复合材料波纹夹芯板的高阶分层气动弹性模型,讨论了几何参数和材料性能对颤振临界动压的影响。Li 等^[9]研究了三角形栅格芯夹层板在超音速气流中的颤振和屈曲,并采用位移反馈的方法设计了主动控制器,为夹层结构在飞行器设计中的应用提供了理论依据。

关于热塑性复合材料,Özen 等^[10]分别采用实验和仿真分析方法研究了热塑性蜂窝夹芯板低能量冲击响应特性。Chen 等^[11]设计和制备了多层热塑性复合材料(ThermoPlastic Composite, TPC)波纹夹芯板,采用平板压缩试验研究了芯材结构的失效机理。目前,公开的文献资料大多是关于热塑性复合材料的制造工艺、本构关系、弹塑性变形、损伤测试方面的研究^[12],而关于热塑性复合材料壁板的颤振问题报道还比较少^[13-15]。基于此,本文以热塑性复合材料层合板为研究对象,研究其颤振特性,分析关键参数对壁板热颤振特性的影响规律。

1 超音速流场中复合壁板颤振有限元方程

1.1 结构模型

如图1所示,矩型热塑性复合材料壁板的长度和宽度分别为 L 和 H ,厚度为 h 。由于复合材料壁板属于厚板,因而,本文采用 Mindlin 厚板理论,壁板内任意一点的位移场可写为:

$$\begin{cases} u = u_0 - z\theta_x \\ v = v_0 - z\theta_y \\ w = w_0 \end{cases} \quad (1)$$

其中, u_0 、 v_0 、 w_0 分别为中面上的点沿 x 轴、 y 轴和 z 轴方向的位移, θ_x 和 θ_y 分别为中面法向转角。

考虑高速气流作用下壁板可能产生的几何非线性变形,采用 Von-Karman 大变形理论,给出热塑性壁板的应变-位移关系如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}_0 + z\boldsymbol{\kappa} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2 \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y} \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \frac{\partial \theta_y}{\partial x} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial y} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial x} + \frac{\partial \theta_y}{\partial y} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\gamma} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} \\ \frac{\partial w}{\partial y} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

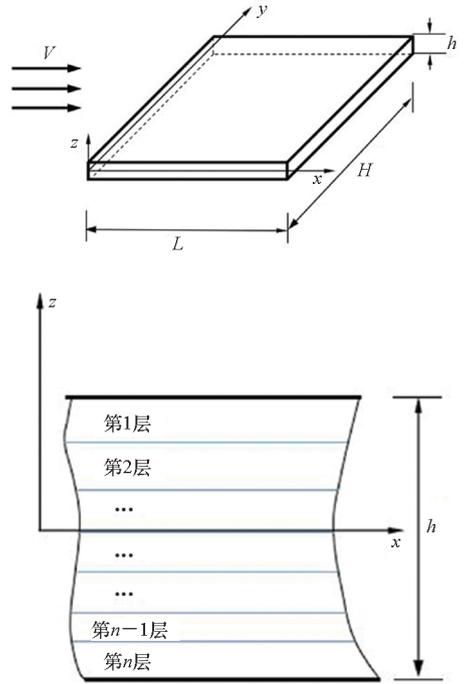


图1 热塑性复合材料壁板示意图

Fig. 1 Sketch of thermoplastic composite panel

其中: $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 包括壁板中面内位移产生的应变分量和壁板大变形时挠度引起的非线性应变分量; $\boldsymbol{\kappa}$ 为弯曲时壁板的曲率向量; $\boldsymbol{\gamma}$ 为横向剪切应变向量; z 为壁板厚度方向的坐标。

在热塑性壁板应力-应变关系方面,考虑温度对热塑性壁板热应力的影响以及材料力学性能随温度的变化,暂不引入应力应变的塑性本构关系,但在分析中讨论屈服极限对壁板颤振应力的影响。对于第 k 铺层,并忽略法向正应力,则壁板应力-应变关系为:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\sigma}^k = \bar{\boldsymbol{Q}}_m^k (\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_T) \\ \boldsymbol{\tau}^k = \bar{\boldsymbol{Q}}_s^k \boldsymbol{\gamma} \end{cases} \quad (3)$$

其中, $\boldsymbol{\sigma}^k = \begin{bmatrix} \sigma_x^k \\ \sigma_y^k \\ \tau_{xy}^k \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\tau}^k = \begin{bmatrix} \tau_{xz}^k \\ \tau_{yz}^k \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\varepsilon}_T =$

$$\begin{bmatrix} \alpha_x \Delta T \\ \alpha_y \Delta T \\ \alpha_{xy} \Delta T \end{bmatrix}, \bar{Q}_m^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}, \bar{Q}_s^k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{54} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix}.$$

其中, \bar{Q}_{ij} 为矩阵 \bar{Q}_m^k 、 \bar{Q}_s^k 的元素, 具体的表达式参见文献[16]。

根据复合材料层合理论, n 层复合变刚度壁板本构关系可写为:

$$\begin{cases} \mathbf{N} = \mathbf{A}\boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{B}\boldsymbol{\kappa} - \mathbf{N}_T \\ \mathbf{M} = \mathbf{B}\boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{D}\boldsymbol{\kappa} - \mathbf{M}_T \\ \mathbf{F}_s = \mathbf{A}_s\boldsymbol{\gamma} \end{cases} \quad (4)$$

其中, \mathbf{N} 、 \mathbf{M} 、 \mathbf{F}_s 分别为复合变刚度壁板的膜力、弯矩、横向剪力等内力, 矩阵 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{D} 、 \mathbf{A}_s 见文献[16], 矩阵 \mathbf{N}_T 、 \mathbf{M}_T 的表达式为:

$$\begin{cases} \mathbf{N}_T = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \bar{Q}_m^k \boldsymbol{\varepsilon}_T dz \\ \mathbf{M}_T = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \bar{Q}_m^k \boldsymbol{\varepsilon}_T z dz \end{cases} \quad (5)$$

1.2 气动力模型

在 $Ma > 1.6$ 的高速气流中, 壁板颤振可采用一阶准定常活塞理论计算气动力。当壁板表面来流沿 x 方向时, 气动力表达式^[17] 为:

$$\Delta p = - \frac{2q}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{Ma^2 - 1}{Ma^2 - 1} \frac{1}{V_\infty} \frac{\partial w}{\partial t} \right) \quad (6)$$

其中, $q = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$ 为来流动压, ρ_∞ 为来流密度, Ma 为来流马赫数。

1.3 非线性颤振有限元方程

根据 Hamilton 原理, 建立复合壁板的运动微分方程, 即

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (7)$$

其中, δT 和 δU 分别为虚动能和虚应变能, δW 为气动力和结构阻尼所做的虚功。

基于复合壁板本构关系、几何关系以及气动力模型, 分别写出壁板体积域 V 内的虚应变能和虚动能, 以及其表面 S 上的外力虚功。其中, 虚应变能包括壁板振动产生的应变能 δU_M 和热载荷产生的应变能 $\delta U_{\Delta T}$ 两部分, 具体如下:

$$\begin{cases} \delta U_M = \frac{1}{2} \delta \int_V (\boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{A} \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{B} \boldsymbol{\kappa} + \boldsymbol{\kappa}^T \mathbf{B} \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \boldsymbol{\kappa}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\kappa}) dV + \frac{1}{2} \delta \int_V \boldsymbol{\gamma}^T \mathbf{A}_s \boldsymbol{\gamma} dV \\ \delta U_{\Delta T} = - \frac{1}{2} \delta \int_V \left[N_x \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + N_y \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + 2N_{xy} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] dV \\ \delta T = \frac{1}{2} \delta \int_V \rho \left[\left(\frac{\partial u}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 \right] dV \\ \delta W = \frac{1}{2} \delta \int_S (\Delta p \delta w - c \frac{\partial w}{\partial t}) dS \end{cases} \quad (8)$$

运用有限元方法求解壁板颤振, 采用四边形四节点板单元对壁板进行网格离散, 总体位移列阵可记为如下形式:

$$\mathbf{u} = [\mathbf{u}_1^T \quad \mathbf{u}_2^T \quad \mathbf{u}_3^T \quad \mathbf{u}_4^T]^T \quad (9)$$

其中

$$\mathbf{u}_i = [u_i \quad v_i \quad w_i \quad \theta_{xi} \quad \theta_{yi}]^T \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (10)$$

将总体位移列阵代入式(8), 通过变分则可获得壁板的有限元颤振方程:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + (\mathbf{C} + \mathbf{C}_a)\dot{\mathbf{u}} + (\mathbf{K} + \mathbf{K}_a - \mathbf{K}_T)\mathbf{u} = \mathbf{0} \quad (11)$$

其中, $\ddot{\mathbf{u}}$ 、 $\dot{\mathbf{u}}$ 、 \mathbf{u} 分别为节点加速度、速度、位移列向量, \mathbf{M} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{K} 分别为质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵, 且 $\mathbf{K} = \mathbf{K}_{mm} + \mathbf{K}_{mb} + \mathbf{K}_{bm} + \mathbf{K}_{bb} + \mathbf{K}_{ss}$, \mathbf{K}_{mm} 、 \mathbf{K}_{mb} 、 \mathbf{K}_{bm} 、 \mathbf{K}_{bb} 、 \mathbf{K}_{ss} 分别为平面拉伸刚度矩阵、拉弯耦合刚度矩阵、弯拉耦合刚度矩阵、弯曲刚度矩阵和剪切刚度矩阵, \mathbf{M}_a 、 \mathbf{C}_a 分别为气动质量矩阵、气动阻尼矩阵, \mathbf{K}_a 、 \mathbf{K}_T 均为气动刚度矩阵, 具体表达式如下:

$$\begin{cases} \mathbf{K} = \mathbf{K}_{mm} + \mathbf{K}_{mb} + \mathbf{K}_{bm} + \mathbf{K}_{bb} + \mathbf{K}_{ss} \\ \mathbf{K}_{mm} = \int_V (\mathbf{B}_{m0} + \mathbf{B}_{mL})^T \mathbf{A} (\mathbf{B}_{m0} + \frac{1}{2} \mathbf{B}_{mL}) dV \\ \mathbf{K}_{mb} = \int_V (\mathbf{B}_{m0} + \mathbf{B}_{mL})^T \mathbf{B} \mathbf{B}_b dV \\ \mathbf{K}_{bm} = \int_V \mathbf{B}_b^T \mathbf{B} (\mathbf{B}_{m0} + \frac{1}{2} \mathbf{B}_{mL}) dV \\ \mathbf{K}_{bb} = \int_V \mathbf{B}_b^T \mathbf{D} \mathbf{B}_b dV \\ \mathbf{K}_{ss} = \int_V \mathbf{B}_s^T \mathbf{A}_s \mathbf{B}_s dV \\ \mathbf{M} = \int_S \rho h \mathbf{N}^T \mathbf{N} dS \\ \mathbf{C} = \int_S c h \mathbf{N}^T \mathbf{N} dS \\ \mathbf{C}_a = \frac{2q}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \int_S \frac{Ma^2 - 2}{Ma^2 - 1} \frac{1}{V_\infty} \mathbf{N}^T \mathbf{N}_w dS \\ \mathbf{K}_a = \frac{2q}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \int_S \mathbf{N}^T \frac{\partial \mathbf{N}_w}{\partial x} dS \\ \mathbf{K}_T = \int_V \mathbf{G}^T \begin{bmatrix} N_x & N_{xy} \\ N_{xy} & N_y \end{bmatrix} \mathbf{G} dV \end{cases} \quad (12)$$

1.4 复合材料屈服准则

基于 Hill 正交各向异性屈服准则, Chen 和 Sun 提出了适用于各向异性纤维增强复合材料的三维塑性势函数。Weeks 和 Sun 进一步假设复合材料在纤维方向 1 上是线弹性的, 在纤维方向 2~3 面内是横观各向同性的, 从而将三维塑性势

函数简化为^[14]:

$$2f = (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + 4(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{12}^2) \quad (13)$$

本文研究的热塑性 C/PPS 材料为缎纹机织复合材料,材料在纤维方向 1、2 上是线弹性的,且不考虑纤维方向 3 (厚度方向)的正应力 σ_{33} ,因而,上述塑性势函数可最终退化为:

$$2f = 4(\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{12}^2) \quad (14)$$

2 算例验证与分析

2.1 正确性验证

根据文献[18]中 T300/5208 型环氧树脂复合材料壁板算例,壁板几何尺寸为 0.3 m × 0.12 m,厚度为 1 mm,具体材料参数取值及颤振动压无量纲化与文献[18]一致,采用本文程序进行了固有频率及颤振速度计算,结果见表 1 和表 2。从表 1 中可以看出,本文计算的固有频率与文献结果吻合较好。采用有限元法分析时,通常需要通过细密网格才能保证分析结果的精度。因此,需要进行网格收敛性验证。

表 1 环氧树脂复合材料壁板固有频率

Tab.1 Frequencies of epoxy resin composite panels

单位:Hz

模态阶数	C-F-F-F		C-C-C-C		C-F-C-F	
	本文	文献 [18]	本文	文献 [18]	本文	文献 [18]
1	9.64	9.96	564.72	568.8	63.21	63.40
2	30.67	31.75	599.31	601.2	84.64	85.40
3	61.83	62.44	680.04	682.8	172.10	174.70

从表 2 中可以看到,随着网格划分数量增多,结果逐渐收敛。当网格划分为 40 × 16 时,本文颤振速度计算结果与文献吻合得很好。因此,综合考虑线性壁板颤振的计算精度和效率,本文后续计算均采用 40 × 16 的网格数量。

表 2 环氧树脂复合材料壁板无量纲颤振动压

Tab.2 Flutter velocity of epoxy resin composite panels

网格数量	[30°/0°/30°/0°] _s		[70°/0°/70°/0°] _s	
	本文	文献 [18]	本文	文献 [18]
10 × 4	362.1		237.9	
15 × 6	347.2		226.8	
20 × 8	342.0	340.0	221.9	220.0
30 × 12	341.5		221.5	
40 × 16	340.2		220.4	

2.2 频域线性颤振分析

以四边简支的 C/PPS 热塑性复合材料矩形壁板为对象,采用有限元法求解研究其热固有特性和频域热颤振特性。热塑性复合材料密度为 0.9 ~ 1.6 g/cm³,本文计算中取 1.25 g/cm³,泊松比取 0.08,热膨胀系数取 1.6 × 10⁻⁶ /°C,其随温度变化的材料力学性能参数见表 3^[15]。壁板几何尺寸为 0.4 m × 0.2 m,厚度为 3 mm,铺层方式为 [0]₇,来流方向平行于 x 轴。

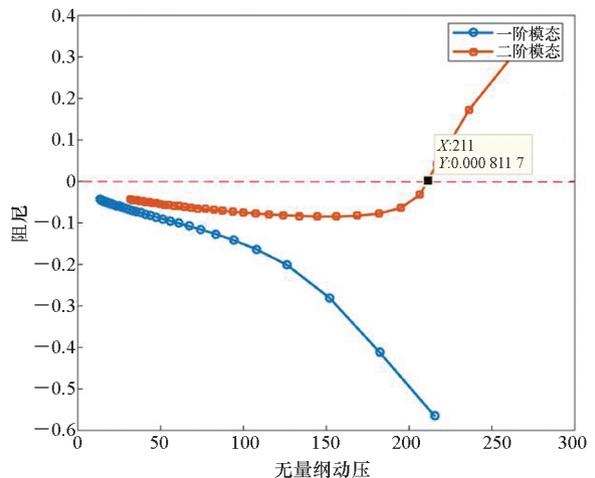
表 3 热塑性材料力学性能参数

Tab.3 Mechanical property parameters of thermoplastic materials

温度/°C	拉伸模量/ GPa	剪切模量/ GPa	屈服强度/ MPa
23	56.69	5.12	66.00
60	56.22	4.68	58.00
90	54.34	3.54	44.00
120	51.88	1.77	24.00
150	50.49	0.86	9.84

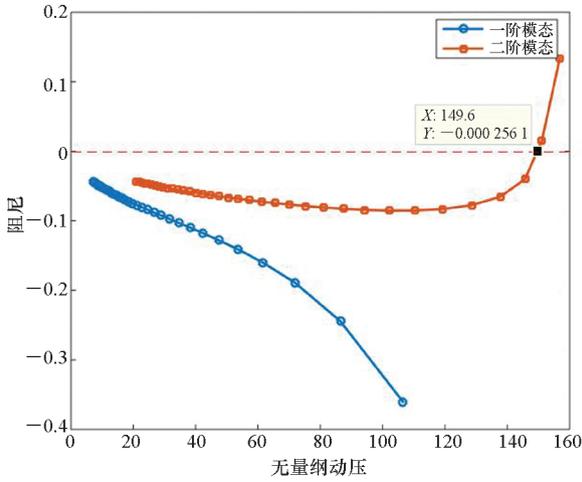
由于温度载荷不仅产生热应力,而且温度还改变材料的力学性能,这两方面均对壁板颤振产生影响。热塑性材料受温度变化影响较大,需要同时考虑两方面的影响。本文采用 V-g 法求解热塑性复合材料壁板频域颤振特性,并分析材料力学性能随温度变化对热塑性复合材料壁板热颤振特性的影响。

图 2 分别给出了 60 °C 和 90 °C 下壁板前两阶模态阻尼随无量纲动压的变化规律。壁板无量纲颤振动压定义见文献[19]。从图 2 中可以看到,两种温度下壁板热颤振均由 1 阶模态和 2 阶模态



(a) 60 °C 下壁板的模态耦合

(a) Modal coupling of the panel at 60 °C



(b) 90 °C 壁板的模态耦合

(b) Modal coupling of the panel at 90 °C

图 2 热塑性复合材料壁板的热颤振特性
Fig. 2 Thermal flutter characteristics of the thermoplastic composite panel

耦合引起。在 60 °C 下,由阻尼曲线在来流动压为 211.0 时过零点,这说明壁板的无量纲颤振动压为 211.0。同样,在 90 °C 下,由阻尼曲线过零点可得知,壁板无量纲颤振动压为 149.5。

图 3 给出了 23 °C、60 °C、90 °C、120 °C 四个温度下考虑与不考虑材料性能随温度变化两种情况下热塑性壁板的热颤振特性。总体上看,温度的升高显著降低了壁板的颤振动压。在常温 23 °C 下,壁板颤振无量纲动压最大。考虑热塑性材料温变后得到的壁板无量纲动压低于仅考虑热应力时的颤振动压,从图 3 中可以看到,在 60 °C、90 °C、120 °C 下,壁板无量纲动压分别降低了 5.1、17.0、34.8。由此可得出,考虑材料性能随温度变化后,得出的壁板颤振动压更低,而且温度越高,材料性能随温度变化对壁板颤振特性影响越明显。

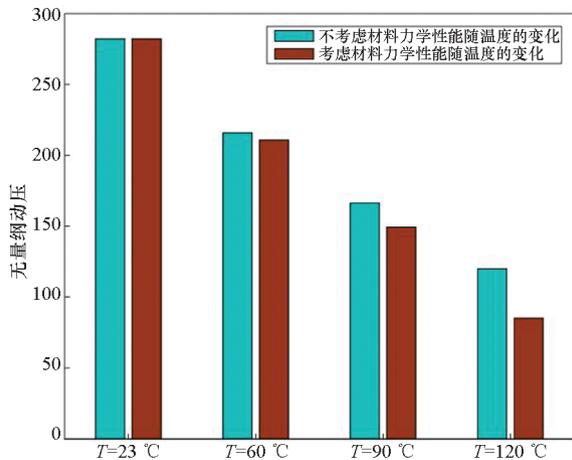


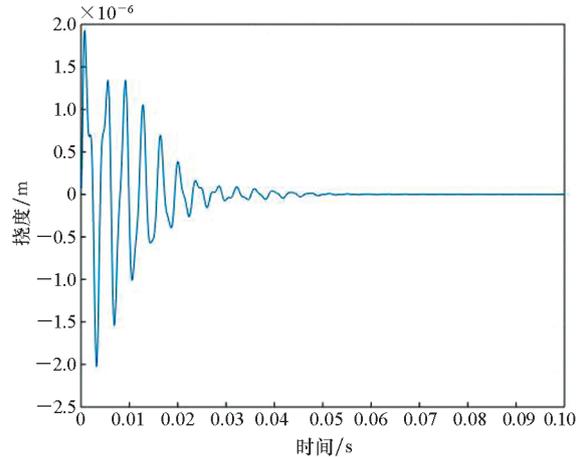
图 3 不同温度下热塑性壁板热颤振动压

Fig. 3 Thermal flutter dynamic pressure of thermoplastic panels at different temperatures

2.3 时域非线性颤振分析

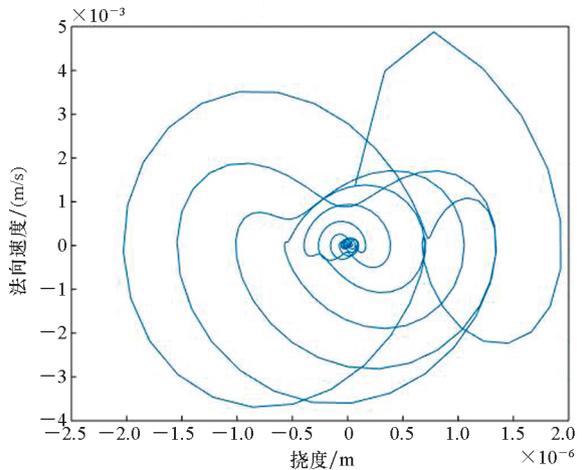
以四边简支的 C/PPS 热塑性复合材料壁板为对象,采用有限元法从时域求解壁板非线性热颤振特性。

图 4 ~ 6 给出了 60 °C 时热塑性复合材料壁板特征点(0.5a,0.5b)在不同来流速度下的颤振时间历程和相平面图。从图 4 可以看到,当来流动压 $\lambda = 188.6$ 时,壁板受到初始扰动后,振动是收敛的,这表明动压未达到颤振临界动压。当来流动压 $\lambda = 213.7$ 时,壁板受到初始扰动后,进入极限环振动,振幅数量级为 1.7×10^{-3} mm,此时动压超过颤振临界动压,壁板做周期振动,发生颤振,如图 5 所示。当动压进一步增大,取来流动压 $\lambda = 234.7$ 时,壁板受到初始扰动后,仍处于颤振极限环振动,但是壁板做周期振动的振幅增大为 4.3×10^{-1} mm,如图 6 所示。



(a) 板中点位置挠度 - 时间曲线

(a) Time history plot of deflection at the centre of the plate

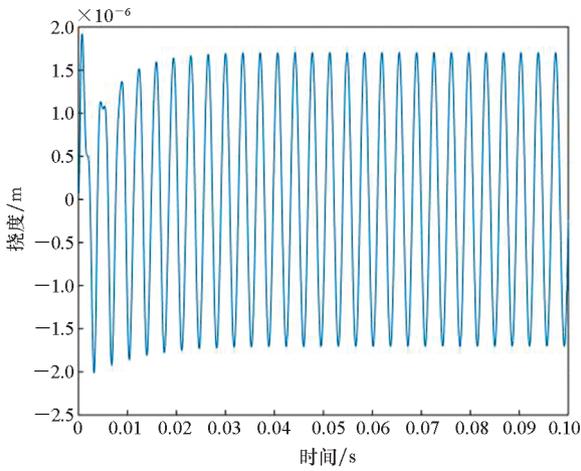


(b) 颤振相平面图

(b) Phase plane plot of flutter

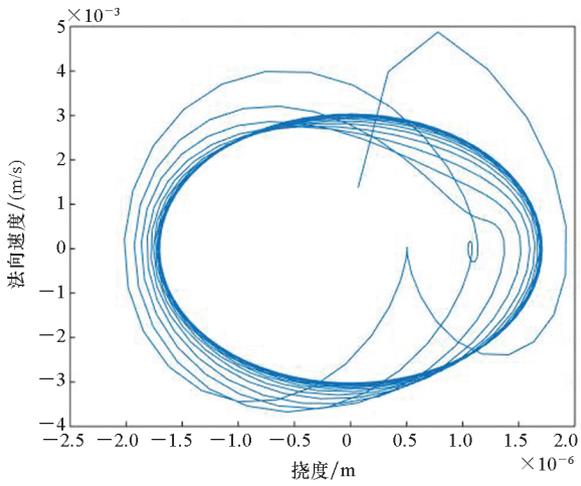
图 4 60 °C 时壁板中点颤振时间历程和相平面图
($\lambda = 188.6$)

Fig. 4 Time history and phase plane plot of flutter for the centre of the plate at 60 °C ($\lambda = 188.6$)



(a) 板中点位置挠度时间曲线

(a) Time history plot of deflection at the centre of the plate

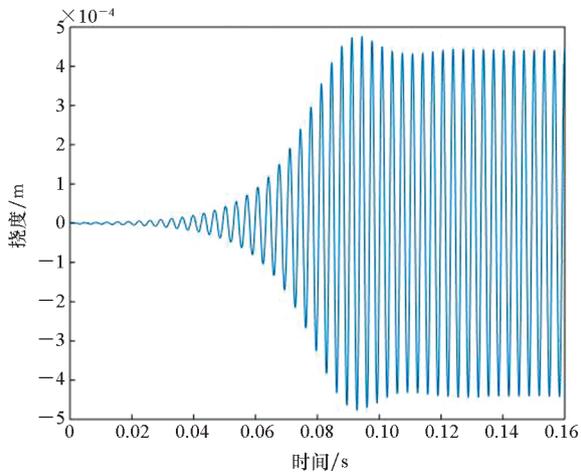


(b) 颤振相平面图

(b) Phase plane plot of flutter

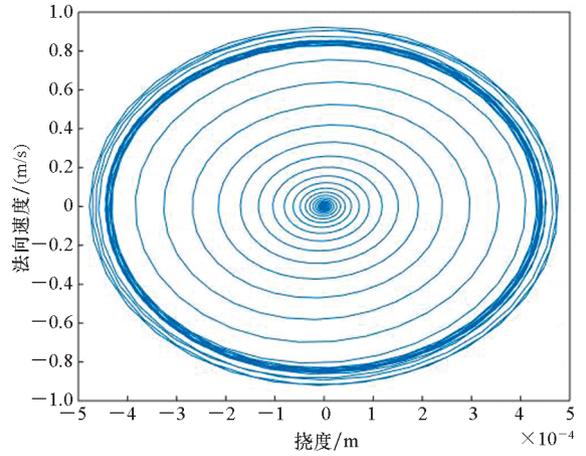
图 5 60 °C 时壁板中点颤振时间历程和相平面图($\lambda = 213.7$)

Fig. 5 Time history and phase plane plot of flutter for the centre of the plate at 60 °C ($\lambda = 213.7$)



(a) 板中点位置挠度时间曲线

(a) Time history plot of deflection at the centre of the plate



(b) 颤振相平面图

(b) Phase plane plot of flutter

图 6 60 °C 时壁板中点颤振时间历程和相平面图($\lambda = 234.7$)

Fig. 6 Time history and phase plane plot of flutter for the centre of the plate at 60 °C ($\lambda = 234.7$)

图 7 给出了热塑性复合材料壁板在 23 °C、60 °C、90 °C、120 °C 下壁板极限环振幅随无量纲动压的变化情况。从图 7 中可以看出,不同温度下壁板的颤振极限环振幅随动压的增大而增大,增大趋势基本一致。但随着温度从 23 °C 逐渐增加到 120 °C,壁板进入颤振的动压越来越低。此外,从图 7 中还可以看出考虑与不考虑材料性能随温度变化对壁板极限环振幅的影响。在常温 23 °C 下,两者没有差异。在 60 °C 下,考虑材料力学性能随温度变化时,壁板进入颤振的动压低于不考虑材料力学性能随温度变化的情况。与此同时,相同动压下,考虑材料力学性能随温度变化时的极限环振幅要高于不考虑材料力学性能随温度变化的情况。在 90 °C、120 °C 下,规律相似于 60 °C 的情形,只是壁板进入颤振的动压差值随着

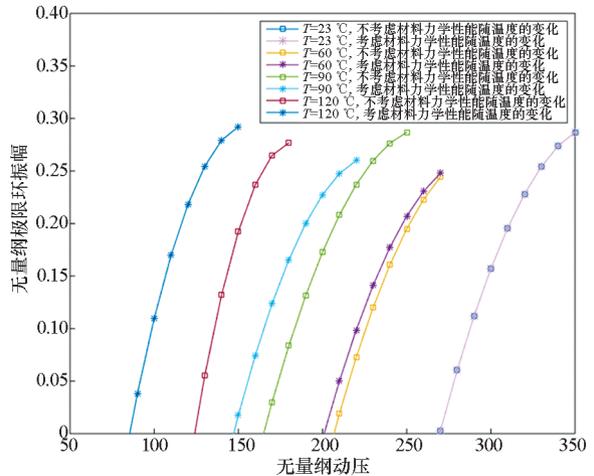


图 7 不同温度下壁板极限环振幅随无量纲动压的变化
Fig. 7 Change of limit cycle amplitude of the panel along with dimensionless dynamic pressure at different temperatures

温度从 60 °C 到 120 °C 逐渐增大,相同动压下,极限环振幅差异也越来越大。

2.4 颤振应力分析

文献[15]给出的不同温度下剪切试验数据表明,C/PPS 热塑性材料剪切强度都随着温度的增加而出现明显的降低,在 120 °C 时剪切强度比常温时降低了 63.64%。对于热塑性壁板,在颤振发生过程中,如果应力响应达到材料塑性屈服强度将引起不可恢复的永久变形,这是热塑性壁板热颤振设计中需要考虑的问题。下面仍以四边简支的 C/PPS 热塑性复合壁板为例,研究壁板颤振亚临界过程中的应力变化情况。

图 8 给出了热塑性复合材料壁板分别在 23 °C、60 °C、90 °C、120 °C 下,壁板极限环振荡下等效应力幅值随动压变化的情况。从图 8 中可以看到,在同一温度下,随着动压增大,壁板的应力水平在增大。例如在 23 °C 时,随着壁板颤振动压由 280.5 增加到 322.1,颤振等效应力由 0.399 MPa 增加到 1.27 MPa;在 60 °C 时,随着壁板颤振动压由 220.2 增加到 216.7,颤振等效应力由 0.462 MPa 增加到 0.840 MPa。比较不同温度下壁板的颤振等效应力,可以看出,随着壁板温度的升高,在温度应力和材料温变的共同作用下,壁板颤振等效应力是逐渐降低。原因在于,温度产生的结构温度应力是压应力,而壁板颤振产生的应力是反向的拉应力,两者呈现相互抵消的效应,且温度越高,抵消效应越明显。此外,从图 8 中可以发现,壁板极限环振荡下等效应力幅值总体较小,均没有达到各温度下 C/PPS 热塑性复合材料的屈服极限(见表 3),壁板没有出现屈服区域。这主要是由于壁板颤振过程中产生的主要是

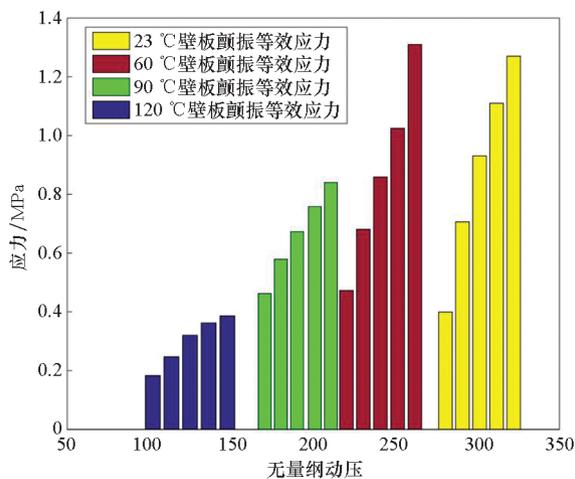


图 8 不同温度下壁板极限环振荡等效应力变化

Fig. 8 Change of limit cycle oscillation equivalent stress of the panel at different temperatures

双向拉或压应力状态,切应力较小,而等效应力则是反映切应力水平,因而壁板极限环振荡下等效应力幅值总体较小。

3 结论

本文建立了超音速流场中热塑性复合材料壁板热颤振的有限元模型,与相应文献结果进行对比,验证了本文模型及算法的正确性。进而采用 V-g 法、Newmark 法分别从频域、时域求解复合变刚度壁板颤振特性,得出的主要结论如下:

1) 热塑性壁板热颤振由 1 阶模态(纵向一弯)和 2 阶模态(纵向二弯)耦合产生,随着温度的升高,壁板的颤振动压显著降低,而且考虑热塑性材料温变特性后得到的壁板颤振动压要低于仅考虑热应力时的颤振动压。

2) 不同温度下,当考虑材料力学性能随温度变化时,壁板进入颤振的动压低于不考虑材料力学性能随温度变化的情况。与此同时,相同来流动压,考虑材料力学性能随温度变化时的极限环振幅要高于不考虑材料力学性能随温度变化的情况。

3) 随着壁板温度的升高,壁板颤振等效应力是逐渐降低的,而且壁板极限环振荡下等效应力水平总体较低,均没有达到各温度下复合材料的屈服极限。

参考文献 (References)

- [1] HOUBOLT J C. A study of several aerothermoelastic problems of aircraft in high speed flight[D]. Zurich:the Swiss Federal Institute of Technology, 1958.
- [2] DOWELL E H. Nonlinear oscillations of a fluttering plate. II[J]. AIAA Journal, 1967, 5(10): 1856 - 1862.
- [3] KOUCHAKZADEH M A, RASEKH M, HADDADPOUR H. Panel flutter analysis of general laminated composite plates[J]. Composite Structures, 2010, 92(12): 2906 - 2915.
- [4] ZHOU R C, XUE D Y, MEI C. Finite element time domain—modal formulation for nonlinear flutter of composite panels[J]. AIAA Journal, 1994, 32(10): 2044 - 2052.
- [5] 杨智春, 谭光辉, 夏巍. 铺层方式对复合材料壁板热颤振特性的影响[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 1047 - 1052. YANG Z C, TAN G H, XIA W. Effects of stacking sequence on thermal flutter speed of composite panel[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 1047 - 1052. (in Chinese)
- [6] 李凯伦, 张家忠. 功能梯度材料薄板的热气动弹性数值分析方法及特性研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(9): 1177 - 1186. LI K L, ZHANG J Z. Numerical analysis method and aerothermoelastic behaviors of temperature-dependent functional graded panels[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(9): 1177 - 1186. (in Chinese)
- [7] ZHUANG W Z, YANG C, WU Z G. Aeroelastic analysis of

- foam-filled composite corrugated sandwich plates using a higher-order layerwise model [J]. *Composite Structures*, 2021, 257: 112996.
- [8] ZHUANG W Z, YANG C, WU Z G. Modal and aeroelastic analysis of trapezoidal corrugated-core sandwich panels in supersonic flow [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, 157/158: 267–281.
- [9] SONG Z G, LI F M. Flutter and buckling characteristics and active control of sandwich panels with triangular lattice core in supersonic airflow [J]. *Composites Part B*, 2017, 108: 334–344.
- [10] ÖZEN İ, ÇAVA K, GEDIKLI H, et al. Low-energy impact response of composite sandwich panels with thermoplastic honeycomb and reentrant cores [J]. *Thin-Walled Structures*, 2020, 156: 106989.
- [11] CHEN L M, PENG S W, LIU J, et al. Compressive response of multi-layered thermoplastic composite corrugated sandwich panels: modelling and experiments [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 189: 107899.
- [12] YAO S S, JIN F L, RHEE K Y, et al. Recent advances in carbon-fiber-reinforced thermoplastic composites: a review [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2018, 142: 241–250.
- [13] 马岩. 热塑性复合材料纤维铺放成型加热和冷却工艺技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
MA Y. Research on heating and cooling process of thermoplastic composite fiber placement [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 苏益士. 热塑性层合板弯曲层间宏观非线性力学行为研究 [D]. 天津: 天津大学, 2008.
SU Y S. Mechanical analysis of bending interlaminar macro-micro nonlinear behavior of thermoplastic composite laminates [D]. Tianjin: Tianjin University, 2008. (in Chinese)
- [15] 王时玉. C/PPS 复合材料成型工艺参数及高温典型力学行为分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
WANG S Y. Analysis of molding process parameters and typical high temperature mechanical behavior of C/PPS composites [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [16] HUANG K, GUO H, QIN Z, et al. Flutter analysis of laminated composite quadrilateral plates reinforced with graphene nanoplatelets using the element-free IMLS-Ritz method [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103: 105915.
- [17] 杨智春, 夏巍. 壁板颤振的分析模型、数值求解方法和研究进展 [J]. *力学进展*, 2010, 40(1): 81–98.
YANG Z C, XIA W. Analytical models, numerical solutions and advances in the study of panel flutter [J]. *Advances in Mechanics*, 2010, 40(1): 81–98. (in Chinese)
- [18] 林华刚. 超声速气流中复合材料结构的气动弹性颤振研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
LIN H G. Aeroelastic flutter study of composite structures in supersonic airflow [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [19] SHIAU L C, LU L T. Nonlinear flutter of two-dimensional simply supported symmetric composite laminated plates [J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(1): 140–145.