

# 高速飞行器钛合金加筋壁板热模态研究\*

常 斌<sup>1</sup>, 黄 杰<sup>1,2</sup>, 姚卫星<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室 南京, 210016)

(2. 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)

**摘要** 高速飞行器钛合金壁板在热环境下刚度会发生改变,严重影响其模态特性。针对此问题,首先,分析了四边简支的钛合金加筋壁板在常温下的模态和热屈曲特性;其次,探讨了均匀热环境对固有频率的影响、材料刚度和附加几何刚度对加筋壁板热刚度的贡献以及固有振型的“演变”现象;最后,研究了非均匀热环境对钛合金加筋壁板热模态的影响规律。结果表明:在均匀温度下,加筋壁板数值模型具有对称性,导致其 2 阶和 3 阶临界屈曲温度和固有频率相同,且在热环境的影响下,2 阶和 3 阶固有振型会发生演变现象;加筋壁板前 4 阶固有频率均表现为先减小再增加的变化趋势,各阶固有频率最低点主要受 1 阶临界屈曲温度的影响;相对于材料刚度,热应力导致的附加几何刚度是加筋壁板热模态的主要影响因素;在均匀和非均匀温度场下,热环境对固有频率的影响趋势大致相同;非均匀温度场对低阶频率的影响较小,而对高阶固有频率影响较大。

**关键词** 高速飞行器;钛合金壁板;热模态;材料刚度;几何刚度

**中图分类号** V214;TH128

## 引 言

高速飞行器的显著特征是蒙皮等结构会承受气动加热作用,即高温气体会将热量传给飞行器壁板结构,引起壁板温度剧烈升高,且高温流动区域通常为激波层和边界层<sup>[1-2]</sup>。为了保证热环境下飞行器结构能够正常工作,通常采用钛合金等耐高温材料。若飞行速度进一步提高,达到高超声速飞行状态,必须进行热防护系统的设计,如防热瓦等结构。高速飞行器的钛合金壁板,在热环境下其刚度会发生明显变化<sup>[3-5]</sup>,将导致壁板动态特性发生改变,而模态是飞行器结构动态特性分析的基础,因此壁板热模态具有重要的研究价值。

目前,已有很多学者进行了飞行器结构热模态的研究。黄杰等<sup>[6]</sup>通过并行迭代耦合方法获得了翼面的温度场,进行了翼面热模态分析,结果表明,热环境下翼面材料刚度是影响热模态的主要因素。贺旭东等<sup>[7]</sup>分析了均匀温度场、非均匀温度场和非均匀可变温度场条件下的机翼热应力分布及其对机翼模态的影响。程昊等<sup>[8]</sup>通过试验研究了热屈曲后壁板结构的模态,获得了壁板临界屈曲温度和壁板固有频率随试验环境温度的变化趋势。李宇峰等<sup>[9]</sup>提

出了热防护壁板结构气流加热的高温热环境模拟方法和结构热模态试验及分析方法,分析了不同温度及温度梯度条件下热防护壁板结构的热模态。李重岭等<sup>[10]</sup>采用数值方法进行了复合材料加筋板和连接板的热模态分析,考虑了材料物性变化、热应力及热变形的影响,研究了壁板结构的模态演变规律。吴振强等<sup>[11]</sup>采用数值方法进行了四边简支热防护系统金属加筋壁板的热模态分析,对比了均匀和非均匀温度场下的壁板固有振型,研究了弹性模量和热应力对壁板热模态的影响。

笔者针对四边简支的钛合金加筋壁板,研究了其在常温下的模态和热屈曲特性,分析了均匀热环境对加筋壁板固有频率的影响、材料刚度和热应力引起的附加几何刚度对加筋壁板热刚度的贡献以及固有振型的演变现象,尤其关注热屈曲前后加筋壁板固有频率的变化趋势,并研究了非均匀热环境对钛合金加筋壁板热模态的影响。

## 1 壁板热刚度与热模态理论

高速飞行器的气动加热效应会引起钛合金壁板温度升高,而钛合金材料的弹性模量随温度的升高逐渐降低,即材料出现“软化”现象,直接降低了壁板

\*国家自然科学基金资助项目(52235003)

收稿日期:2022-09-08;修回日期:2022-10-24

的材料刚度。在实际工程中,通常采用有限元法进行壁板的热模态分析,此时单元材料刚度矩阵  $K_T^e$  为

$$K_T^e = \int B^T D B d\Omega \quad (1)$$

其中: $B, D$  分别为单元几何矩阵和弹性矩阵,且矩阵  $D$  与钛合金的弹性模量及泊松比有关。

钛合金壁板在热环境下会产生热变形,对壁板四周施加一定的约束,此时壁板将产生热应力。若热应力很小,可以忽略热应力对壁板刚度的影响;若温度较高或约束较强,导致热应力较大,则热应力会明显改变壁板的刚度,即出现几何非线性问题,通常采用非线性有限元方法获得壁板的附加几何刚度。非线性有限元采用 Newton-Raphson 等方法<sup>[12]</sup>迭代求解壁板热应力,迭代分析完成后即可获得壁板附加几何刚度。附加几何刚度矩阵  $K_S^e$  可表示为

$$K_S^e = \int N^T S_T N d\Omega \quad (2)$$

其中: $N$  为单元形函数矩阵; $S_T$  为单元热应力矩阵。

由以上分析可知,热环境下壁板的单元刚度矩阵  $K^e$  可表示为单元材料刚度矩阵  $K_T^e$  与附加几何刚度矩阵  $K_S^e$  之和,即

$$K^e = K_T^e + K_S^e \quad (3)$$

在此基础上,热环境下壁板热模态可通过求解以下广义特征值问题获得

$$[(K_T + K_S) - \omega^2 M] \varphi = 0 \quad (4)$$

其中: $M, K_T$  和  $K_S$  分别为壁板结构总体质量矩阵、总体材料刚度矩阵和总体几何刚度矩阵; $\varphi$  为特征向量。

## 2 加筋壁板热模态数值计算模型及流程

### 2.1 分析模型

典型高速飞行器壁板如图 1 所示。壁板平面形状为正方形,宽度  $W=250$  mm,厚度  $t_1=3$  mm。壁板中部有田字形加强筋,筋条之间的距离  $W_1=90$  mm,加强筋四周与壁板边界之间的距离  $W_2=35$  mm,筋条厚度  $t_2=2$  mm。壁板和加强筋材料均为钛合金,钛合金材料属性见表 1。其中: $E$  为弹性模量; $\nu$  为泊松比; $\alpha$  为热膨胀系数; $\rho$  为密度; $T$  为温度。本研究不考虑温度对材料泊松比和密度的影响,温度主要影响材料的弹性模量。温度从  $20^\circ\text{C}$  升高至  $400^\circ\text{C}$ ,钛合金弹性模量降低了 29.42%,结构刚度明显降低,对高速飞行器壁板结构的模态会有显著影响。此外,正方形加筋壁板四周为简支边界,采

用壳单元进行热模态分析。

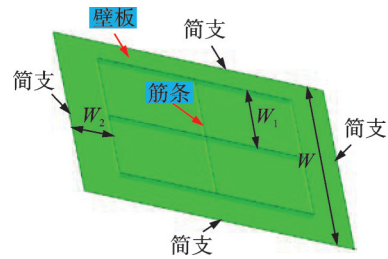


图 1 典型高速飞行器壁板

Fig.1 Typical panel of hypersonic vehicles

表 1 钛合金材料属性

Tab.1 Material properties of titanium alloy

$T/^\circ\text{C}$	$E/\text{GPa}$	$\nu$	$\alpha/10^{-6}^\circ\text{C}$	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$
20	125.1	0.34	8.3	4 500
100	112.5	0.34	8.3	4 500
200	107.9	0.34	8.4	4 500
300	98.9	0.34	8.5	4 500
400	88.3	0.34	8.7	4 500

### 2.2 热模态数值分析流程

结构热模态通常采用数值方法进行分析,热模态分析流程如图 2 所示。首先,通过数值方法进行高速飞行器气动加热分析,获得飞行器外表面的热流分布<sup>[13]</sup>。将壁面热流作为边界条件,采用有限元法进行飞行器结构传热分析,获得结构温度场。温度导致材料弹性模量发生变化,直接影响结构的材料刚度。高温还会使结构产生热应力,形成附加几何刚度,其可通过非线性有限元迭代求解热应力获

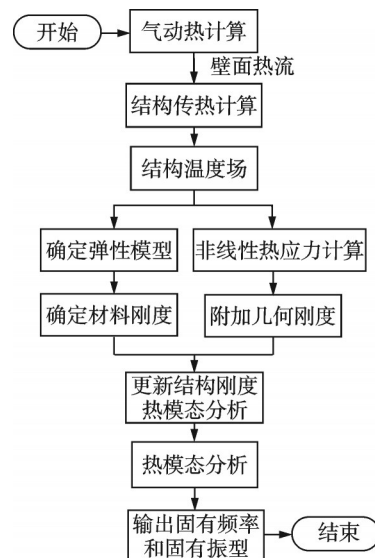


图 2 热模态分析流程

Fig.2 Analysis process of thermal mode

得。考虑到材料刚度和几何刚度的影响,根据当前热环境下的结构刚度,进行结构热模态分析,获得固有频率和振型。本研究假设加筋壁板的温度场已知,直接分析其热模态。

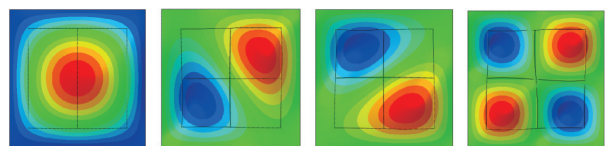
### 3 20°C 下壁板模态与热屈曲分析

#### 3.1 20°C 下加筋壁板模态分析结果

首先,进行加筋壁板在常温下的模态分析。20°C下加筋壁板固有频率和固有振型分别如表 2、图 3 所示。可以观察到:1 阶固有振型表现为壁板整体弯曲,只有 1 个峰或谷;2 阶和 3 阶固有振型相似,均表现出 2 个局部弯曲形态(峰-谷形态),从本质上讲,2 阶和 3 阶模态是相同的,这是因为加筋壁板模型在 2 个方向上均存在对称性,其局部弯曲的位置不相同;4 阶固有振型的局部弯曲形态进一步细化,表现出 4 个局部弯曲形态(两峰-两谷形态),且其之间存在一定的对称性。

表 2 20°C 下加筋壁板固有频率

阶次	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
$f/\text{Hz}$	253.56	638.98	638.98	997.25



(a) 1 阶 (a) First order (b) 2 阶 (b) Second order (c) 3 阶 (c) Third order (d) 4 阶 (d) Fourth order

图 3 20°C 下加筋壁板固有振型

Fig.3 Natural modes of stiffened plate at 20°C

#### 3.2 20°C 下加筋壁板热屈曲分析结果

高速飞行器壁板在热环境下将发生热变形,在四边简支约束下会出现热屈曲问题。笔者利用 20°C 下的材料属性,进行了加筋壁板的热屈曲分析。20°C 下加筋壁板临界屈曲温度和屈曲模态分别如表 3、图 4 所示。表 3 中,  $\Delta T_c$  为临界屈曲温度,其表征了发生屈曲时的温度增量。可以观察到:加筋壁板屈曲模态与常温下热模态的形态类似,且 2 阶和 3 阶屈曲模态本质上相同,临界屈曲温度均为 61.282°C。

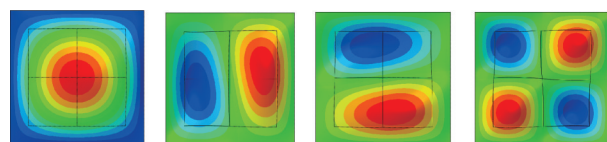
在质量允许的条件下,通常希望提高临界屈曲温度。由理论和设计经验可知,薄壁结构的厚度对热屈曲有重要影响。图 5 给出了壁板和筋条的厚度对临界屈曲温度的影响,两者的变化范围均为 1~3.5 mm。结果表明:临界屈曲温度与壁板厚度之间呈非线性变

化趋势;临界屈曲温度与筋条厚度基本呈线性关系。此外,临界屈曲温度对壁板厚度更敏感。壁板厚度从 1 mm 增加至 3.5 mm,1 阶、2 阶和 4 阶临界屈曲温度分别增加了 262.28%,450.97% 和 529.31%;筋条厚度从 1 mm 增加至 3.5 mm,1 阶、2 阶和 4 阶临界屈曲温度仅增加了 18.37%,16.91% 和 12.53%。

表 3 20°C 下加筋壁板临界屈曲温度

Tab.3 Critical buckling temperature of stiffened panel at 20°C

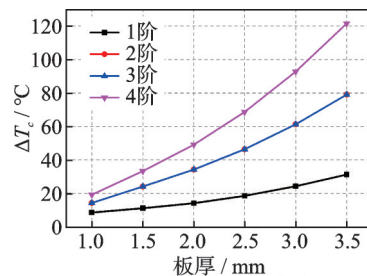
阶次	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
$\Delta T_c / ^\circ\text{C}$	24.308	61.282	61.282	92.781



(a) 1 阶 (a) First order (b) 2 阶 (b) Second order (c) 3 阶 (c) Third order (d) 4 阶 (d) Fourth order

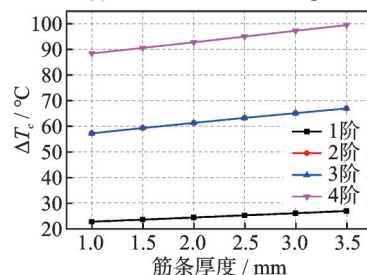
图 4 20°C 下加筋壁板屈曲模态

Fig.4 Buckling modes of stiffened plate at 20°C



(a) 壁板厚度的影响

(a) Effect of thickness of plate



(b) 筋条厚度的影响

(b) Effect of thickness of stiffener

图 5 壁板和筋条厚度对临界屈曲温度的影响

Fig.5 Effect of thickness of plate and stiffener on critical buckling temperature

## 4 均匀温度下加筋壁板热模态分析结果

### 4.1 材料刚度对加筋壁板模态的影响

高温首先会影响钛合金材料的弹性模量,从而

改变加筋壁板的材料刚度。笔者首先研究材料刚度的变化对结构模态的影响,暂不考虑热应力引起的附加几何刚度的影响。材料刚度对固有频率的影响如图6所示。结果表明,高温引起材料软化,刚度下降,导致壁板固有频率逐渐降低。温度从100℃升高至400℃,前4阶固有频率降低了16%左右。此外,温度升高对结构的1阶和4阶固有振型几乎无影响,而2阶和3阶固有振型却发生了“演变”现象。考虑材料刚度时温度对2阶、3阶振型的影响分别如图7、8所示。从总体上看,2阶和3阶固有振型仍然保持峰-谷形态,且在演变过程中依然存在着一定的相似性。

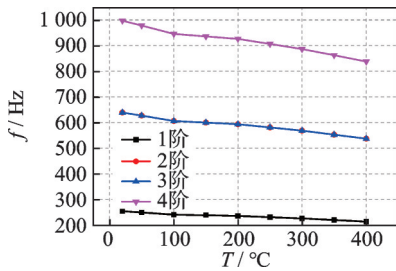


图6 材料刚度对固有频率的影响

Fig.6 Effect of material stiffness on natural frequencies

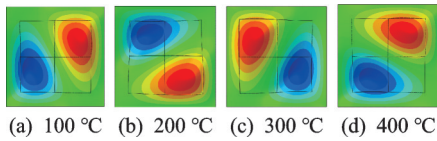


图7 考虑材料刚度时温度对2阶振型的影响

Fig.7 Effect of temperature on second-order mode when considering material stiffness

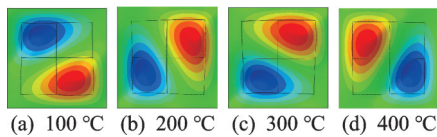


图8 考虑材料刚度时温度对3阶振型的影响

Fig.8 Effect of temperature on third-order mode when considering material stiffness

#### 4.2 几何刚度对加筋壁板模态的影响

热环境下四边简支的加筋壁板会产生热变形和热应力,从而引起附加几何刚度。笔者利用20℃下的材料属性,研究了热应力引起的附加几何刚度对结构模态的影响。结构热应力分析中的载荷为温度差 $\Delta T$ ,采用非线性有限元计算加筋壁板的热应力,即考虑几何非线性效应,将热应力计算结束后的结构刚度用以模态分析。不同温度差下的壁板法向位移

移云图如图9所示,其中 $U_3$ 为壁板法向热变形。由于壁板只有一侧有加强筋,故四边简支情况下壁板会向有筋条的一侧发生弯曲变形。温度差从5℃增加到70℃,壁板最大法向位移从0.022 mm增加至3.648 mm,且均在壁板中心。

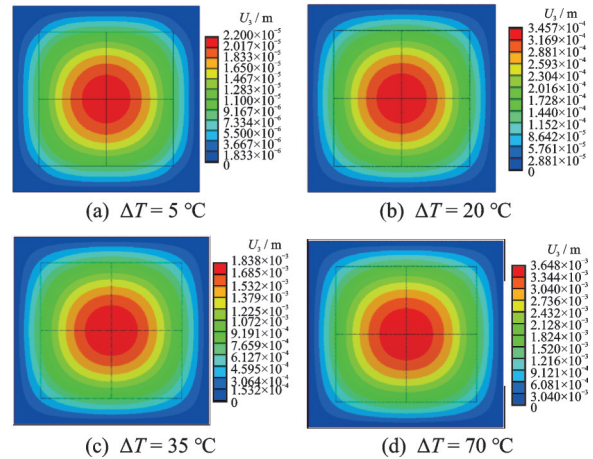


图9 不同温度差下的壁板法向位移云图

Fig.9 Normal displacement distribution of plate under different temperature increment

几何刚度对固有频率的影响如图10所示。结果表明,前4阶固有频率均表现为先减小再增加的变化趋势,这主要是受热屈曲的影响,各阶固有频率最低点基本在1阶临界屈曲温度附近,且曲线上升段的斜率随着阶次的增加而逐渐减小。此外,温度差引起的附加几何刚度对结构的1阶和4阶固有振型几乎无影响,但却引起2阶和3阶固有振型发生了演变。考虑几何刚度时温度差对2阶、3阶振型的影响分别如图11、12所示。可以观察到,2阶和3阶固有振型依然保持峰-谷形态和一定的相似性。

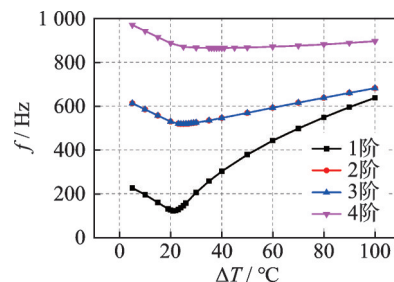
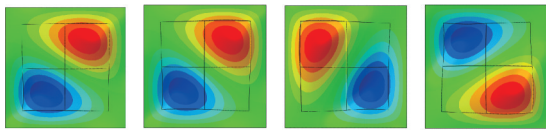


图10 几何刚度对固有频率的影响

Fig.10 Effect of geometric stiffness on natural frequencies

#### 4.3 材料刚度和几何刚度对加筋壁板模态的综合影响

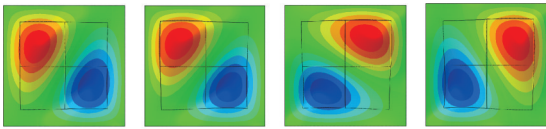
本研究同时考虑了材料刚度和附加几何刚度对加筋壁板热模态的综合影响。结构的初始温度为



(a)  $\Delta T = 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  (b)  $\Delta T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$  (c)  $\Delta T = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$  (d)  $\Delta T = 70\text{ }^{\circ}\text{C}$

图 11 考虑几何刚度时温度差对 2 阶振型的影响

Fig.11 Effect of temperature increment on second-order mode when considering geometric stiffness



(a)  $\Delta T = 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  (b)  $\Delta T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$  (c)  $\Delta T = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$  (d)  $\Delta T = 70\text{ }^{\circ}\text{C}$

图 12 考虑几何刚度时温度差对 3 阶振型的影响

Fig.12 Effect of temperature increment on third-order mode when considering geometric stiffness

20°C时,材料刚度和几何刚度对固有频率的影响如图 13 所示。可以观察到:综合考虑材料刚度和几何刚度与仅考虑几何刚度 2 种情况下,固有频率变化趋势均表现为先减小再增加;两者在 1 阶临界屈曲

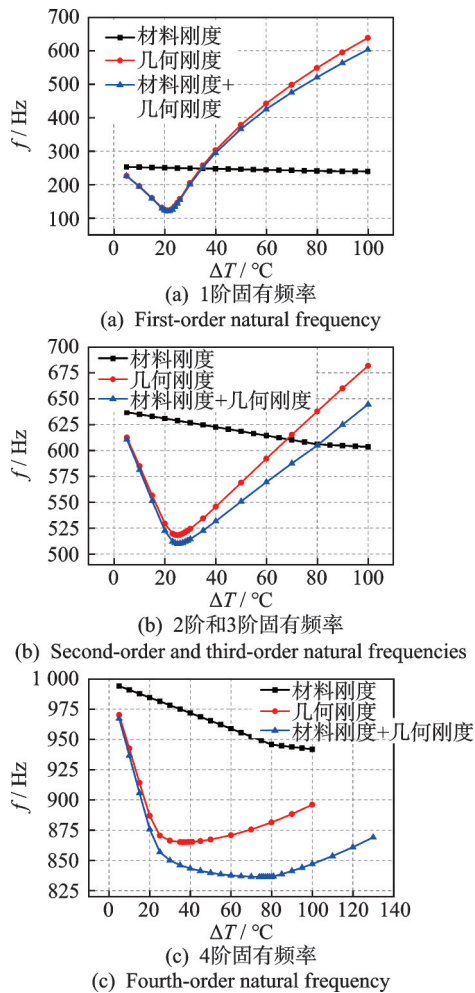
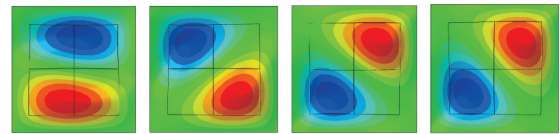


图 13 材料刚度和几何刚度对固有频率的影响

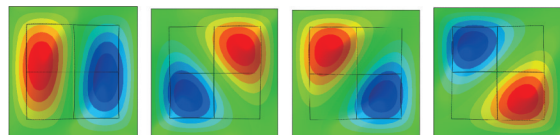
Fig.13 Effect of material and geometric stiffness on natural frequencies

温度之前相差较小,基本重合,之后随温度差增加,差距逐渐变大;2 条曲线的重合区域在低阶模态时较大,随阶次的增加重合区域逐渐减小;仅考虑材料刚度时的固有频率表现为持续减小的趋势,且相对于材料刚度,热应力导致的附加几何刚度是固有频率的主要影响因素。此外,热环境对结构的 1 阶和 4 阶固有振型几乎无影响,仅导致 2 阶和 3 阶固有振型发生了“演变”。考虑材料刚度和几何刚度时温度差对 2 阶、3 阶振型的影响分别如图 14、15 所示。



(a)  $\Delta T = 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  (b)  $\Delta T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$  (c)  $\Delta T = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$  (d)  $\Delta T = 70\text{ }^{\circ}\text{C}$

图 14 考虑材料刚度和几何刚度时温度差对 2 阶振型的影响  
Fig.14 Effect of temperature increment on second-order mode when considering material and geometric stiffness



(a)  $\Delta T = 5\text{ }^{\circ}\text{C}$  (b)  $\Delta T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$  (c)  $\Delta T = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$  (d)  $\Delta T = 70\text{ }^{\circ}\text{C}$

图 15 考虑材料刚度和几何刚度时温度差对 3 阶振型的影响  
Fig.15 Effect of temperature increment on third-order mode when considering material and geometric stiffness

## 5 非均匀温度下加筋壁板热模态分析结果

以上研究了均匀温度下加筋壁板的热模态,而实际结构的温度场通常为非均匀分布。本研究假设非均匀温度场只在一个方向(横向)有变化,加筋壁板温度场分布服从以下函数

$$T = 20 + 8x\Delta T \quad (5)$$

其中: $x$ 为横轴坐标。

壁板左侧坐标值为 0,即从左至右壁板温度线性增加。结构初始温度依然为 20°C,由非线性有限元计算得到了该非均匀温度场下加筋壁板的法向位移云图,如图 16 所示。结果表明,在非均匀温度场下壁板弯曲热变形的最大值不在中心,而在右半侧,且随温度差  $\Delta T$  的增加逐渐向右移动。温度差从 5°C 增加到 70°C,壁板最大法向位移从 0.022 mm 增加至 3.716 mm。

非均匀温度下温度差对固有频率的影响如图 17 所示。结果表明:均匀和非均匀温度场下的固

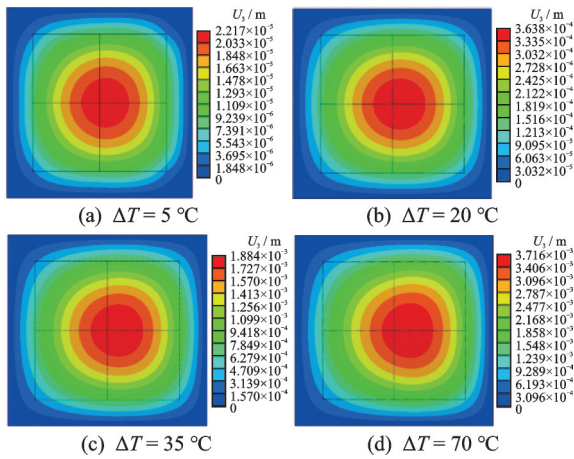


图16 非均匀温度场下的壁板法向位移云图

Fig.16 Normal displacement distribution of plate under non-uniform temperature field

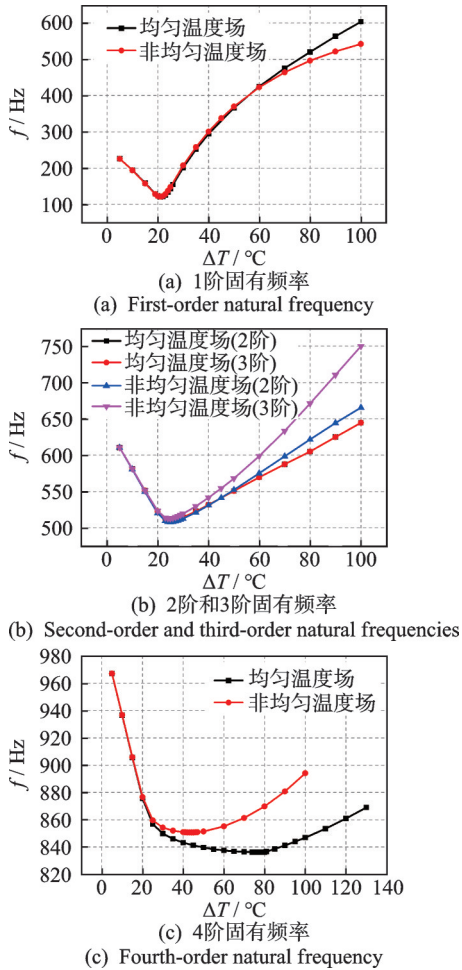


图17 非均匀温度下温度差对固有频率的影响

Fig.17 Effect of temperature increment on natural frequencies under non-uniform temperature

有频率影响曲线的变化趋势大致相同;低阶频率的2条影响曲线相差较小,如图17(a)中的1阶固有频率,其温度差 $\Delta T$ 小于 $60^\circ\text{C}$ 时2条曲线几乎重合。均匀温度场下2阶和3阶固有频率完全相同,而在非

均匀温度场下2阶和3阶固有频率却不同,且随温度差的增加,差距逐渐变大,这是因为非均匀温度场的引入破坏了数值模型的对称性。此外,非均匀温度场下前3阶固有振型也会发生“演变”现象。非均匀温度下温度差对1阶、2阶和3阶振型的影响分别如图18~20所示。其中:第2阶固有振型在温度差为 $70^\circ\text{C}$ 时发生明显变化;第3阶固有振型在温度差为 $35^\circ\text{C}$ 时开始发生变化;均匀和非均匀温度场下的振型明显不同。

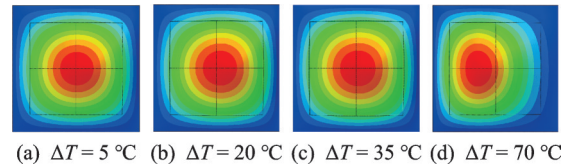


图18 非均匀温度下温度差对1阶振型的影响

Fig.18 Effect of temperature increment on first-order mode under non-uniform temperature

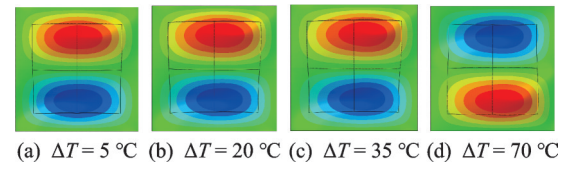


图19 非均匀温度下温度差对2阶振型的影响

Fig.19 Effect of temperature increment on second-order mode under non-uniform temperature

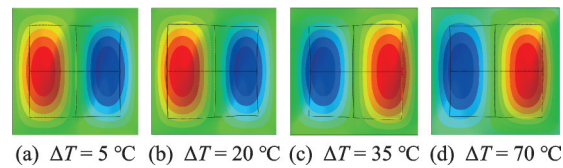


图20 非均匀温度下温度差对3阶振型的影响

Fig.20 Effect of temperature increment on third-order mode under non-uniform temperature

## 6 结论

1) 在均匀温度下,对称加筋壁板模型导致2阶和3阶临界屈曲温度和固有频率相同,且在热环境下2阶和3阶固有振型会发生“演变”现象。加筋壁板前4阶固有频率均表现为先减小再增加的趋势,且固有频率谷值主要与1阶临界屈曲温度有关。针对本研究的模型,热应力导致的附加几何刚度对加筋壁板的热刚度贡献更大。

2) 非均匀热环境破坏了模型的对称性,影响了振型演变的阶次,且非均匀温度场对低阶频率的影响较小,而对高阶固有频率影响较大。

## 参 考 文 献

- [1] HUANG J, LI P, YAO W X. Thermal protection system gap analysis using a loosely coupled fluid-structural thermal numerical method[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 368-377.
- [2] MILOS F S, SQUIRE T H. Thermostructural analysis of X-34 wing leading-edge tile thermal protection system [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(2): 189-198.
- [3] 崔嵩, 贺旭东, 陈怀海. 一种热模态试验技术的研究[J]. *振动、测试与诊断*, 2013, 33(增刊2): 21-24.  
CUI Song, HE Xudong, CHEN Huaihai. Test method research on thermal modal analysis[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2013, 33(supp2): 21-24.(in Chinese)
- [4] 范冰, 黄杰, 姚卫星. 翼面热颤振的分区协调耦合推进时域研究[J]. *振动、测试与诊断*, 2021, 41(5): 951-955.  
FAN Bing, HUANG Jie, YAO Weixing. Division coordinating coupled marching time domain study on thermal flutter of wing[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2021, 41(5): 951-955.(in Chinese)
- [5] MALEKZADEH P, GOLBAHAR-HAGHIGHI M R, ATASHI M M. Out-of-plane free vibration of functionally graded circular curved beams in thermal environment [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(2): 541-552.
- [6] 黄杰, 姚卫星. 翼面热环境的并行迭代耦合方法及热模态分析[J]. *振动、测试与诊断*, 2019, 39(4): 752-759.  
HUANG Jie, YAO Weixing. Parallel iterative coupled method for thermal environment of wing and analysis of thermal modal[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2019, 39(4): 752-759.(in Chinese)
- [7] 贺旭东, 吴松, 张步云, 等. 热应力对机翼结构固有频率的影响分析[J]. *振动、测试与诊断*, 2015, 35(6): 1134-1139.  
HE Xudong, WU Song, ZHANG Buyun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2015, 35(6): 1134-1139.(in Chinese)
- [8] 程昊, 秦朝红, 孔凡金, 等. 壁板结构热屈曲后模态特性试验[J]. *振动、测试与诊断*, 2019, 39(2): 306-310.  
CHENG Hao, QIN Zhaohong, KONG Fanjin, et al. Experimental research on modal characteristics of a thermal post-buckling panel[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2019, 39(2): 306-310.(in Chinese)
- [9] 李宇峰, 贺利乐, 张璇, 等. 典型热防护壁板结构的热模态分析[J]. *应用力学学报*, 2017, 34(1): 43-49.  
LI Yufeng, HE Lile, ZHANG Xuan, et al. Thermal modal analysis of typical thermal protection wall panel structure [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2017, 34(1): 43-49.(in Chinese)
- [10] 李重岭, 李跃明, 李海波, 等. 考虑热效应复合材料典型壁板结构模态演变规律[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(4): 936-945.  
LI Chongling, LI Yueming, LI Haibo, et al. Modal evolution of composite typical panel structure considering thermal effects[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(4): 936-945.(in Chinese)
- [11] 吴振强, 程昊, 张伟, 等. 热环境对飞行器壁板结构动特性的影响[J]. *航空学报*, 2013, 34(2): 334-342.  
WU Zhenqiang, CHENG Hao, ZHANG Wei, et al. Effects of thermal environment on dynamic properties of aerospace vehicle panel structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(2): 334-342.(in Chinese)
- [12] 杨庆生, 郑代华. 高等计算力学[M]. 北京: 科学出版社, 2009: 146-148.
- [13] HUANG J, YAO W X. Parameter study on drag and heat reduction of a novel combinational spiked blunt body and rear opposing jet concept in hypersonic flows [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 150: 119236.



**第一作者简介:**常斌,男,1973年11月生,博士生、研究员。主要研究方向为飞行器设计。曾发表《舰载直升机的研究现状与发展趋势》(《飞行力学》2016年第34卷第3期)等论文。

E-mail:737343134@qq.com

**通信作者简介:**黄杰,男,1989年4月生,博士、副研究员。主要研究方向为高超声速飞行器设计。

E-mail:jiehuangxyz@163.com