

# 热声载荷环境高速飞行器加筋壁板非线性 振动响应特性研究

周晓天, 沙云东\*, 杨延泽

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

**摘要:** 目的 针对热声载荷环境下高速飞行器排气道加筋壁板结构的大挠度非线性振动响应特性问题展开研究。方法 基于薄壁结构大挠度运动控制方程, 开展了加筋壁板结构在热声载荷下的非线性响应仿真计算, 给出了加筋壁板结构运动方程, 分析了发生热屈曲的临界温度, 并运用有限元方法进行数值模拟, 计算了加筋壁板结构在不同载荷下的非线性振动响应特性。结果 模态频率的一致性在结果中得到体现。计算了多参数即结构、温度、声压级变化下壁板结构的响应变化。加筋会使壁板结构基频升高, 响应降低; 屈曲前随温度上升, 结构基频不断降低, 最低时处于临界温度附近; 屈曲后随温度上升, 结构基频不断升高。基频幅值在温度上升的过程中先升高后降低。声压级每升高 6 dB, 等效应力平均升高 1.98 倍, 验证了响应的非线性特性。结论 结构、温度、声压级参数对加筋薄壁结构非线性振动响应有较大影响, 加筋壁板结构在温度上升过程中由屈曲前稳定状态变为屈曲失稳状态, 又逐步变为屈曲后稳定状态。本文所做的工作可为其他薄壁结构, 尤其是加筋壁板结构的非线性振动响应特性计算与分析提供参考依据。

**关键词:** 高速飞行器; 加筋壁板; 热声载荷; 非线性振动; 热屈曲; 薄壁结构

中图分类号: V236

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)09-0061-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.09.008

## Nonlinear Vibration Response Characteristics of Stiffened Panel Structure of High Speed Aircraft under Thermoacoustic Load

ZHOU Xiaotian, SHA Yundong\*, YANG Yanze

(Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation Propulsion System, School of Aero Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**ABSTRACT:** The work aims to study the large deflection nonlinear vibration response of stiffened panel structure of high speed aircraft exhaust duct under thermoacoustic load. Based on the large deflection motion governing equation of thin-wall structures, the nonlinear response simulation of a stiffened panel structure under thermoacoustic load was carried out. The motion equation of the stiffened panel structure was given, the critical temperature of thermal buckling was analyzed, and the nonlinear vibration response characteristics of the stiffened panel structure under different loads were calculated by numerical simulation according

收稿日期: 2024-08-08; 修订日期: 2024-08-27

Received: 2024-08-08; Revised: 2024-08-27

基金项目: 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1802068)

Fund: "Xingliao Talent Program" in Liaoning Province(XLYC1802068)

引文格式: 周晓天, 沙云东, 杨延泽. 热声载荷环境高速飞行器加筋壁板非线性振动响应特性研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(9): 61-69.

ZHOU Xiaotian, SHA Yundong, YANG Yanze. Nonlinear Vibration Response Characteristics of Stiffened Panel Structure of High Speed Aircraft under Thermoacoustic Load[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(9): 61-69.

\*通信作者 (Corresponding author)

to the finite element method. The consistency of the modal frequency was reflected in the results. The response changes of the panel structure with multiple parameters such as structure, temperature and sound pressure level were calculated. The reinforcement increased the fundamental frequency and decreased the response of the panel structure. Before buckling, the fundamental frequency of the structure decreased with the increase of temperature, and the lowest frequency was near the critical temperature. The fundamental frequency of the structure increased with the increase of temperature after buckling. The fundamental frequency amplitude increased first and then decreased during the temperature rise. For every 6 dB increase of sound pressure level, the equivalent stress increased by an average of 1.98 times, which verified the nonlinear characteristics of response. The parameters of structure, temperature and sound pressure level have great influence on the nonlinear vibration response of the stiffened thin-walled structure. The stiffened thin-wall structure changes from the pre-buckling stable state to the in-buckling unstable state and then to the post-buckling stable state gradually during the temperature rise. The work in this paper can provide reference for the calculation and analysis of nonlinear vibration response characteristics of other thin-walled structures, especially stiffened panel structures.

**KEY WORDS:** high speed aircraft; stiffened panel; thermoacoustic load; nonlinear vibration; thermal buckling; thin-walled structure

在巡航或再入过程中,高超声速飞行器结构的稳定性和完整性受到高强度的气动力、热、噪声载荷的复合影响<sup>[1-4]</sup>。国外研究表明,高超音速飞行器结构表面壁板承受的噪声载荷最高可达 180 dB,温度最高可达 1648.9 °C (3 000 °F)<sup>[5-6]</sup>。结构长期暴露在这种复杂环境下,会引起结构的疲劳失效,严重威胁飞行器结构的完整性。高超声速飞行器结构一般选用耐高温合金薄壁结构,辅以隔热层,或直接选用耐高温复合材料加筋薄壁结构,以达到隔热减重的目的<sup>[7-8]</sup>。高温与强噪声共同作用在壁板上,使得加筋薄壁结构在热声载荷作用下表现出复杂大挠度非线性响应,严重影响结构疲劳寿命。

为了给航空薄壁结构的热声试验提供大量的参考数据,以提高试验的合理性与可靠性,预先对结构进行仿真计算成为关键。目前用于解决结构非线性响应的解析方法和数值方法主要包含摄动法、福克普朗克方程法(FPK)、Von Karman-Herrmann 大挠度板方程、等价线性化法(EL)、降阶模型法(ROM)、伽辽金法(Galerkin)以及边界元/有限元法(BEM/FEM)。

Vaicaitis<sup>[9]</sup>将伽辽金法与蒙特-卡洛法相结合,针对随机荷载下飞机结构的非线性响应问题开展了一系列研究。Lee<sup>[10-11]</sup>使用 Galerkin 法和 EL 法,研究了存在不均匀温度和噪声联合加载的情况下,结构的响应分布规律。Atalik 等<sup>[12]</sup>提出新方法,指出当多自由度非线性系统等效线性系统时,其基本参数可以由非线性项进行泛函分析来获得,例如回复力、速度、惯量等非线性量。Roberts 等<sup>[13]</sup>在文中将等效线性化技术应用于非线性动态系统,并给出了数学证明。Lee<sup>[14]</sup>通过福克普朗克方程解析了各向同性复合板的随机振动。Moorthy 等<sup>[15]</sup>利用数值分析方法对高强度热声载荷下的含石墨环氧树脂层合结构进行了时间域内随机分析,得到了含石墨环氧树脂层合结构的非

线性动力学特性。Locke 等<sup>[16-17]</sup>首先使用有限元法分析了无温度梯度的热载荷和随机噪声载荷作用下薄壁结构的动特性响应。Przekop 等<sup>[18-19]</sup>对有限元法进行了深入的研究,主要是通过对非线性有限元方法进行降解处理,直接或间接地获取结构的非线性刚度。杨雄伟等<sup>[20]</sup>采用 FE-SEA 方法研究了航空结构在高温环境下的振动响应。沙云东等<sup>[21-23]</sup>对噪声和热载荷联合作用下薄壁结构的非线性随机响应进行了大量的研究,取得了一定的进展,他采用 FEM/伽辽金法对热和强噪声共同作用下的各种材料板结构的非线性跳变响应特性和寿命估算进行了研究。在仿真与试验对比的基础上做了适当的拓展仿真,即在薄壁板的基础上做了加筋薄板的仿真,并通过试验验证了在热声载荷环境下薄壁板的非线性响应模型和计算方法的有效性。吴振强等<sup>[24]</sup>研究了热环境下温度均匀时和具有温度梯度时热应力对加筋薄壁结构动特性的影响。

本文以加筋薄壁结构为研究对象,采用 FEM/BEM 分析方法计算温度对模态频率的影响结果,依据屈曲控制方程和大挠度运动控制方程讨论了加筋薄壁结构的屈曲温度、模态及在不同热条件和总声压级组合下的非线性响应,分析了结构响应随温度/总声压级的变化规律。

## 1 加筋薄壁结构的大挠度运动控制方程

超音速飞行器承受的极高温及温度梯度,会改变其结构热物理参数和力学性能,导致结构变形、扭转刚度降低、颤振安全边界下降,影响飞行器结构的可靠性。高温环境对结构动特性的影响主要体现在 2 个方面,一方面是材料弹性模量、线膨胀系数等参数

的影响,另一方面是热应力对结构刚度的影响。因此,薄壁结构在气动热、强噪声与机械载荷联合作用下的高温声疲劳失效表现出其特殊性。

对于平板薄壁结构,较容易得到其解析解。对于加筋薄壁结构,主体结构与加强筋通过某种方法连接在一起,板和加强筋相互间的力学行为产生耦合,不容易准确地得到它的解析解,因此将加筋结构简化为便于处理的模型来进行计算。首先将加筋板离散为板和梁的组合结构,对筋与板之间的连接采用“线接触”假设,即忽略筋与板之间的剪切应力,加筋部分截面上的应力分布只与横向位移有关<sup>[25]</sup>。将每条筋的力与弯矩分别叠加到微段上,运用 Hamilton 变分原理,可以得到加筋板的非线性控制方程:

$$\begin{aligned}
 & N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \\
 & \sum_{i=1}^m \left( N_{xi} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 M_{xi}}{\partial x^2} \right) \delta_{yi} + \\
 & \sum_{j=1}^m \left( N_{yj} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 M_{yj}}{\partial y^2} \right) \delta_{xj} + \frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + \\
 & 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + f = 0
 \end{aligned} \tag{1}$$

其中,  $\delta_{yi}$ 、 $\delta_{xj}$  为:

$$\delta_{xj}(x-x_j) = \begin{cases} 1, & \left[ x \in \left( x_j - \frac{1}{2}t_j, x_j + \frac{1}{2}t_j \right) \right] \\ 0, & \left[ x \in \left( 0, x_j - \frac{1}{2}t_j \right) \text{ or } \left( x_j + \frac{1}{2}t_j, a \right) \right] \end{cases} \tag{2}$$

$$\delta_{yj}(x-x_j) = \begin{cases} 1, & \left[ x \in \left( x_j - \frac{1}{2}t_j, x_j + \frac{1}{2}t_j \right) \right] \\ 0, & \left[ x \in \left( 0, x_j - \frac{1}{2}t_j \right) \text{ or } \left( x_j + \frac{1}{2}t_j, a \right) \right] \end{cases} \tag{3}$$

其中,  $f$  为载荷项和体力项,包括表面随机压力、惯性力、黏滞力:

$$f(x, y, t) = p(x, y, t) - \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} - \xi \frac{\partial w}{\partial t} \tag{4}$$

式中:  $x_j$ 、 $y_i$  分别代表  $x$  方向第  $j$  根加强筋和  $y$  方向第  $i$  根加强筋中线的坐标;  $a$ 、 $b$  为板的长度和宽度;  $t_i$ 、 $t_j$  为加强筋的厚度;  $N_x$ 、 $N_y$ 、 $N_{xy}$  为膜力;  $M_x$ 、 $M_y$ 、 $M_{xy}$  为板内弯矩;  $\xi$  为阻尼系数。

由以上线接触假设,可引入如下形式的应力函数  $F$ :

$$N_x = h \frac{\partial^2 F}{\partial y^2}, \quad N_y = h \frac{\partial^2 F}{\partial x^2}, \quad N_{xy} = -h \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} \tag{5}$$

式中:  $h$  为薄壁厚度。由应力与应变的关系,以及筋与板的变形一致性,筋截面上的轴向力  $N_{xi}$ 、 $N_{yj}$  可表示为:

$$\begin{cases} N_{xi} = \frac{E_i h_i}{E} \left( \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} - \nu \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \right) \delta_{yi} - E_i e_i h_i \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \delta_{yi} \\ N_{yj} = \frac{E_j h_j}{E} \left( \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} - \nu \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \right) \delta_{xj} - E_j e_j h_j \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \delta_{xj} \end{cases} \tag{6}$$

式中:  $E_i$ 、 $E_j$  分别为  $x$ 、 $y$  方向加强筋的弹性模量;

$h_i$ 、 $h_j$  为加强筋的高度,  $e_i = \frac{1}{2}(h_i + h)$ ,  $e_j = \frac{1}{2}(h_j + h)$ 。

弯矩  $M_{xi}$ 、 $M_{yj}$  可用筋的膜力与挠度表示:

$$\begin{cases} M_{xi} = N_{xi} e_i - E_i \frac{h_i^3}{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = N_{xi} e_i - E_i I'_{xi} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ M_{yj} = N_{yj} e_j - E_j \frac{h_j^3}{12} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = N_{yj} e_j - E_j I'_{yj} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \end{cases} \tag{7}$$

式中:  $I'_{xi}$ 、 $I'_{yj}$  为加强筋对板中面的惯性矩。

将公式(6)、(7)代入公式(1),加入考虑了热应变的应力应变关系,并根据薄板大挠度理论得到板的弯矩,整理后可得到加筋壁板在热声载荷作用下的 Von Karman 大挠度方程:

$$\begin{aligned}
 & \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \xi \frac{\partial w}{\partial t} - p(x, y, t) + D\alpha(1 + \mu)\nabla^2 \theta + \\
 & DV^4 w + \sum_{i=1}^m \left[ \frac{E_i e_i h_i}{h^2} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + \frac{E_i I'_{xi}}{Eh^3} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} \right] \delta_{yi} + \\
 & \sum_{j=1}^n \left[ \frac{E_j e_j h_j}{h^2} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 + \frac{E_j I'_{yj}}{Eh^3} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right] \delta_{xj} = \\
 & \sum_{i=1}^m \left[ \frac{E_i h_i}{Eh} \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - \nu \frac{E_i h_i}{Eh} \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \right. \\
 & \quad \left. \frac{E_i e_i h_i}{Eh^2} \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} - \nu \frac{E_i e_i h_i}{Eh^2} \frac{\partial^4 F}{\partial x^4} \right] \delta_{yi} + \\
 & \sum_{j=1}^m \left[ \frac{E_j h_j}{Eh} \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \nu \frac{E_j h_j}{Eh} \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \right. \\
 & \quad \left. \frac{E_j e_j h_j}{Eh^2} \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} - \nu \frac{E_j e_j h_j}{Eh^2} \frac{\partial^4 F}{\partial y^4} \right] \delta_{xj} + \\
 & h \left( \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - 2 \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)
 \end{aligned} \tag{8}$$

式中:第1项为惯性力;第2项为黏性阻尼力;第3项为表面随机压力;  $w$  为挠度;  $\mu$  为泊松比;  $D$  为弯曲刚度;  $E$  为弹性模量;  $\alpha$  为线膨胀系数;  $\theta$  为温度梯度;  $\nabla$  为拉普拉斯微分算子。

板壳结构处于压应力的作用下,其变形失稳的现象称为屈曲。当其处于温度场时,由温度产生的压应力称为热屈曲,对应于结构热屈曲的温度称为临界屈曲温度,或临界温度<sup>[26]</sup>。

本文仅研究均匀温度场引起的分支型热屈曲。将运动方程(8)中的外载荷项和时间相关项去除,代

入初始零应变条件,经各项同性简化,便可得到热屈曲控制方程:

$$D\nabla^4 w = -\frac{Eah\bar{T}}{1-\mu} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \quad (9)$$

由板壳理论可知,四边固支板的挠度可用余弦函数族表示:

$$w(x,y,t) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn}(t) \left( 1 - \cos \frac{2m\pi x}{a} \right) \left( 1 - \cos \frac{2n\pi y}{b} \right) \quad (10)$$

将式(10)代入(9)中,可得四边固支薄板的一阶临界屈曲温度:

$$T_C(1,1) = \frac{\pi^2 h^2 (\beta^4 + 2\beta^2/3 + 1)}{3\alpha b^2 (1+\mu)(1+\beta^2)} \quad (11)$$

式中:β为板的长宽比,β=b/a。

本文运用有限元/边界元法,结合屈曲控制方程和大挠度运动方程,进行数值仿真,通过多参数载荷变化得出声载荷作用下加筋壁板结构非线性振动响应特性,具体流程如图1所示。

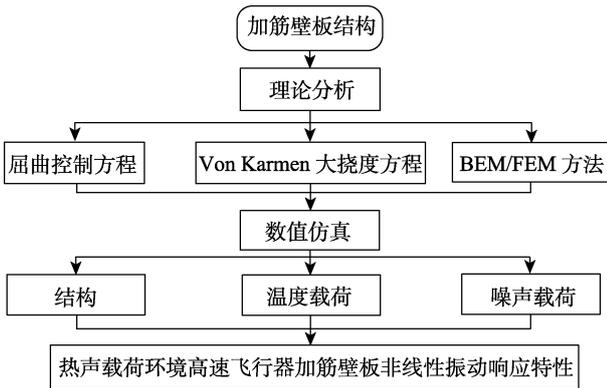


图1 热声载荷环境高速飞行器加筋壁板非线性振动响应特性研究流程

Fig.1 Research flow of nonlinear response vibration characteristics of stiffened panel of high speed aircraft under thermoacoustic load

## 2 有限元建模与参数设置

### 2.1 建模分析流程

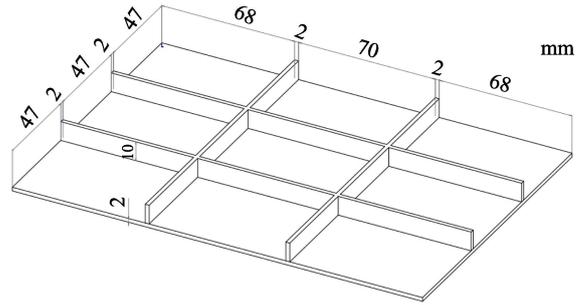
在考虑了热屈曲和大挠度等影响因素的情况下,单纯的数值解法比较繁琐,耗时也比较长。在此基础上,利用有限元法进行了数值模拟。按照以下步骤进行分析:

- 1) 对加筋壁板结构进行建模及网格划分,通过ANSYS软件进行有限元分析,计算热屈曲临界温度。
- 2) 进行热模态计算,获得不同温度下模态结果及变化规律。
- 3) 根据热模态结果,对结构件施加扩散声场,

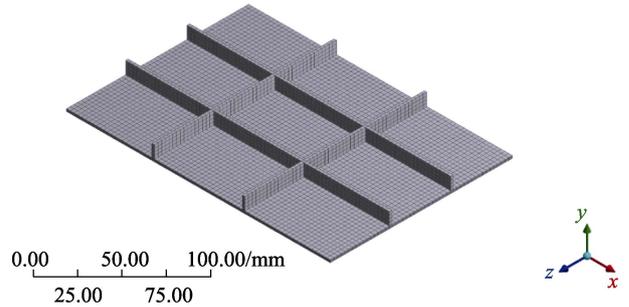
使用VAone软件计算其噪声响应,分析响应特性。

### 2.2 模型建立

超高速飞行器排气道的加筋壁板结构及有限元模型如图2所示,尺寸为210 mm×145 mm,加筋厚度为2 mm,筋高度为10 mm,底板厚度为2 mm。边界条件为四边固支,环境气温为22℃,整体无温度梯度,网格尺寸为3 mm,沿板厚方向加密为3层,共计11 760单元网格。加筋壁板材料为GH188,密度为9 090 kg/m<sup>3</sup>,其他物性参数如表1所示。



a 结构模型



b 有限元网格模型

图2 加筋壁板结构及有限元模型

Fig.2 Stiffened panel structure and finite element model: a) structure model; b) finite element mesh model

表1 高温合金GH188材料属性

Tab.1 Material properties of superalloy GH188

温度/ ℃	弹性模 量/MPa	泊松比	热膨胀系数/ (10 <sup>-6</sup> ℃ <sup>-1</sup> )	密度/ (g·mm <sup>-3</sup> )
0	213.000	0.300	11.4	9 090
100	205.071	0.305	11.9	9 090
200	195.138	0.309	12.4	9 090
300	185.248	0.313	12.9	9 090
400	175.315	0.318	13.4	9 090
500	165.542	0.322	13.9	9 090

## 3 计算与分析

### 3.1 常温环境下薄壁结构模态分析

首先将相同尺寸加筋壁板结构和矩形平板薄壁

结构试验件的常温模态频率进行对比, 矩形平板与加筋壁板结构底板尺寸相同, 为 210 mm×145 mm, 厚度为 2 mm, 两者前 8 阶固有振动频率如表 2 所示。由表 2 可以得出结论, 在原有的矩形平板薄壁结构的基础上, 加筋会使其刚度增加, 固有振动频率上升, 远大于原有的矩形平板薄壁结构的固有振动频率。

### 3.2 网格收敛性分析

为保证计算质量, 加快计算速度, 进行网格收敛性分析。将网格尺寸减小为 2 mm, 单元数增加为 25 312。进一步将网格尺寸减小为 1 mm, 单元数增

加为 115 320。对常温模态频率进行计算, 结果如表 3 所示。由表 3 的结果可以得出结论, 网格尺寸减小后, 其前 8 阶固有振动频率计算结果的误差最大为 0.32%, 且大部分误差小于 0.2%, 可以认为网格收敛性较好。

### 3.3 均匀温度场下加筋薄壁结构模态分析

将平板的尺寸参数代入式 (7) 中, 可计算出四边固支矩形平板薄壁结构的一阶屈曲温度为 44.14 °C。对于加筋壁板, 采用理论方法求解热屈曲临界温度存在较大难度, 故使用有限元方法进行计算。计算结果如表 4 所示。

表 2 矩形平板薄壁结构和加筋壁板结构前 8 阶固有振动频率

Tab.2 First 8 order natural vibration frequencies of rectangular panel thin-walled structure and stiffened panel structure

Hz								
壁板类型	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶	7 阶	8 阶
矩形平板	605.6	957.5	1 464.4	1 546.3	1 789.7	2 342.1	2355	2 760.3
加筋壁板	1 146.6	2 087.2	2 865.9	3 296.1	3 486.5	3 800.8	3 875.8	3 952

表 3 不同网格尺寸下加筋壁板结构前 8 阶固有振动频率

Tab.3 First 8 order natural vibration frequencies of stiffened panel structures with different mesh sizes

Hz								
网格尺寸/mm	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶	7 阶	8 阶
3	1 146.6	2 087.2	2 865.9	3 296.1	3 486.5	3 800.8	3 875.8	3 952
2	1 144	2 084.6	2 863	3 294.3	3 483.5	3 799.4	3 874.1	3 949.8
1	1 140.4	2 080.4	2 859.9	3 286.8	3 478.7	3 793.6	3 866.6	3 943.9

表 4 薄壁结构临界屈曲温度

Tab.4 Critical buckling temperature of thin-walled structures

°C		
壁板类型	解析解	数值解
矩形平板	44.14	44.5
加筋壁板	—	157.5

由矩形平板解析解与数值解的对比可知, 平板的临界屈曲温度的解析解和数值解相近, 故使用有限元方法计算加筋壁板临界屈曲温度, 得到其临界屈曲温度为 157.5 °C。由此可知, 对矩形平板薄壁添加筋结构可以增加其临界屈曲温度, 但与超高速飞行器排气道需承受的 1 000 °C 以上高温相对比, 其临界屈曲温度仍然相对较低。

不同温度下加筋壁板结构第 1 阶固有频率的变化曲线如图 3 所示。图 3 表明, 在初期, 本文所研究的加筋壁板结构的第 1 阶固有频率随温度的增高而快速下降, 在 157.5 °C 附近达到最低值。此温度为加筋壁板结构的临界屈曲温度, 结构在此温度附近发生屈曲。之后随温度增加, 其第 1 阶固有振动频率又快速上升, 且增速随温度上升而减缓。当发生屈曲时, 第 1 阶固有振动频率下降到了 812.47 Hz, 之后随温度上升, 其基频于 750 °C 时上升到了 1 657.6 Hz。这

是因为屈曲前结构处于软化区域, 结构处于线性的振动阶段, 基频随温度增加而降低, 且在临界屈曲时达到最小值。屈曲后, 结构处于硬化区域, 结构稳定性提高, 基频随温度增加而增加。

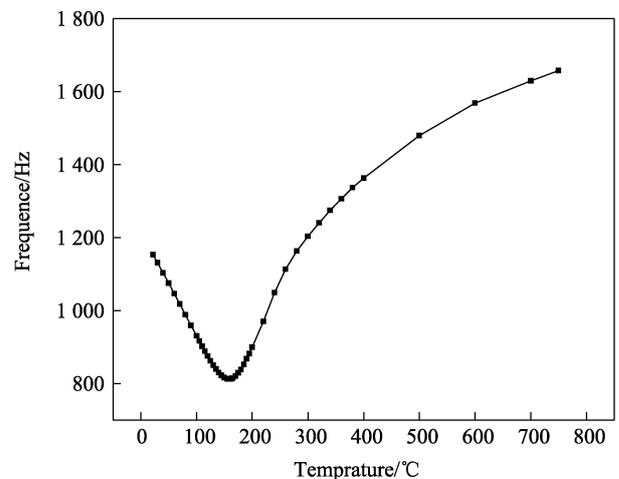


图 3 加筋壁板结构第 1 阶固有频率随温度变化曲线  
Fig.3 Temperature variation curve of the first order natural frequency of stiffened panel structure

本文所计算的加筋壁板结构基频随温度的变化规律与吴振强等<sup>[24]</sup>的研究结果趋势一致, 由于本文所

研究结构与该文献结构类似,所以本文所得到的计算结果具有较高的可信度。

### 3.4 多参数变化对壁板结构响应的影响

为研究多参数变化对壁板结构响应特性影响的规律,分别对矩形平板薄壁结构和加筋壁板结构施加宽频扩散场声激励。对矩形平板薄壁结构和加筋壁

板结构施加声激励后得到的 von-Mises 应力响应云图如图 4 所示。由图 4 可知,矩形平板薄壁结构危险点为长边中点附近和中心点附近,取一长边中点(108 号单元)放置传感器测量其响应水平。由图 4 可知,加筋壁板结构危险点为加强筋与底板交界处,在其中一交界处(6616 号单元)放置传感器测量其响应水平。

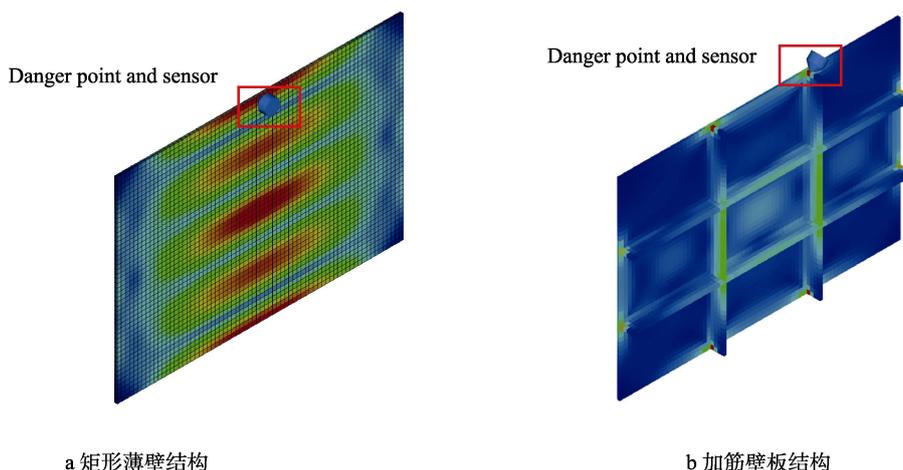


图 4 平板薄壁结构与加筋薄壁结构 von-Mises 应力响应云图

Fig.4 von-Mises stress response pattern of panel thin-walled structure and reinforced thin-walled structure: a) rectangular thin-walled structure; b) reinforced thin-wall structure

#### 3.4.1 结构变化对薄壁结构响应的影响

在常温(22℃)下,对加筋壁板结构施加 100~4 000 Hz、总声压级为 160 dB 的随机扩散声场载荷。四边固支平板薄壁结构和加筋壁板结构对声载荷的响应曲线如图 5 所示。可以看出,结构的响应频率符合其模态频率,在第一阶模态频率处的响应最大,在平板薄壁结构上加筋会显著影响结构刚度,使结构固有振动频率的基频频率升高,响应幅值下降。

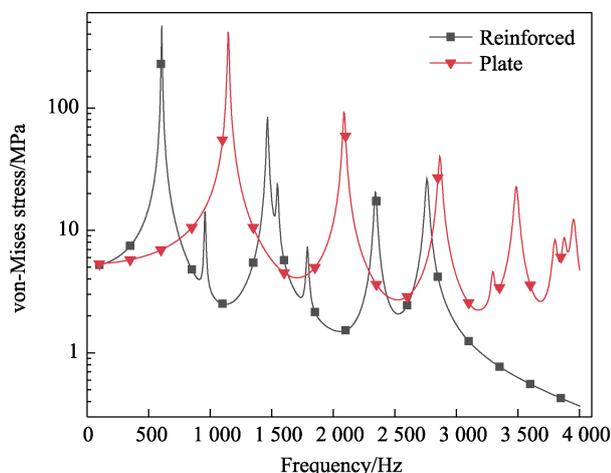


图 5 22℃、160 dB 工况下四边固支平板和加筋板响应曲线

Fig.5 Response curves of four-sided fixed panel and stiffened panel at 22 °C and 160 dB

#### 3.4.2 温度对薄壁结构响应的影响

定义屈曲系数  $S = \frac{T_c}{T}$ ,用以描述温度和临界屈曲温度之间的关系。 $S=0.125$ 、 $S=0.5$ 、 $S=1$ 、 $S=1.5$ 、 $S=2$ 、 $S=2.5$  时,加筋壁板结构在频率 700~4 000 Hz、总声压级为 160 dB 的随机扩散声场载荷下的响应曲线如图 6 所示。

由图 6 可知,在屈曲温度之前,随屈曲系数的升高,加筋壁板结构的响应峰值逐渐增加;在屈曲温度后,随屈曲系数的升高,响应峰值逐渐减小。在加筋壁板结构处于屈曲温度之前时,其振动方式为线性振动,此时结构处于相对软化的区域,且温度上升后,结构非线性响应也增强;在临界屈曲温度附近时,非线性响应增强得更加明显;在结构处于屈曲温度之后时,其振动方式为非线性振动,此时结构处于相对硬化的区域,因此稳定性会有所提高,导致响应的峰值减小。

#### 3.4.3 声压级对薄壁结构响应的影响

屈曲前、临界屈曲和屈曲后不同声压级载荷下加筋壁板结构响应曲线如图 7 所示。可以看出,无论是在屈曲前还是屈曲后,在不同声压级的载荷下,结构的响应峰值所在频率与其振动模态有关,峰值幅值随声压级的增大而增大,而峰值所在频率不受声压级变化的影响。

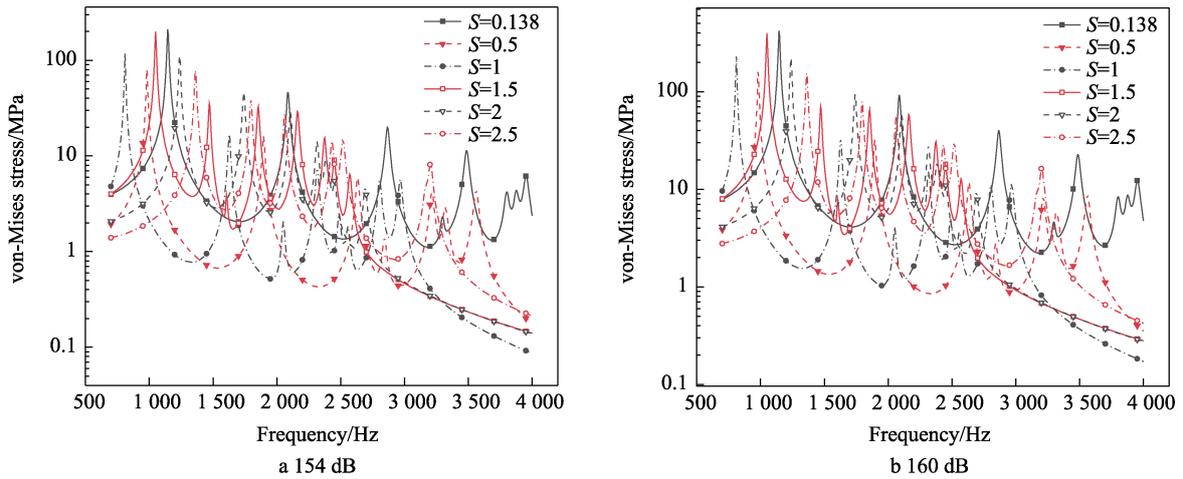


图 6 各声载荷时不同屈曲系数下加筋壁板结构响应曲线

Fig.6 Response curve of stiffened panel structure under different buckling coefficients under different acoustic loads

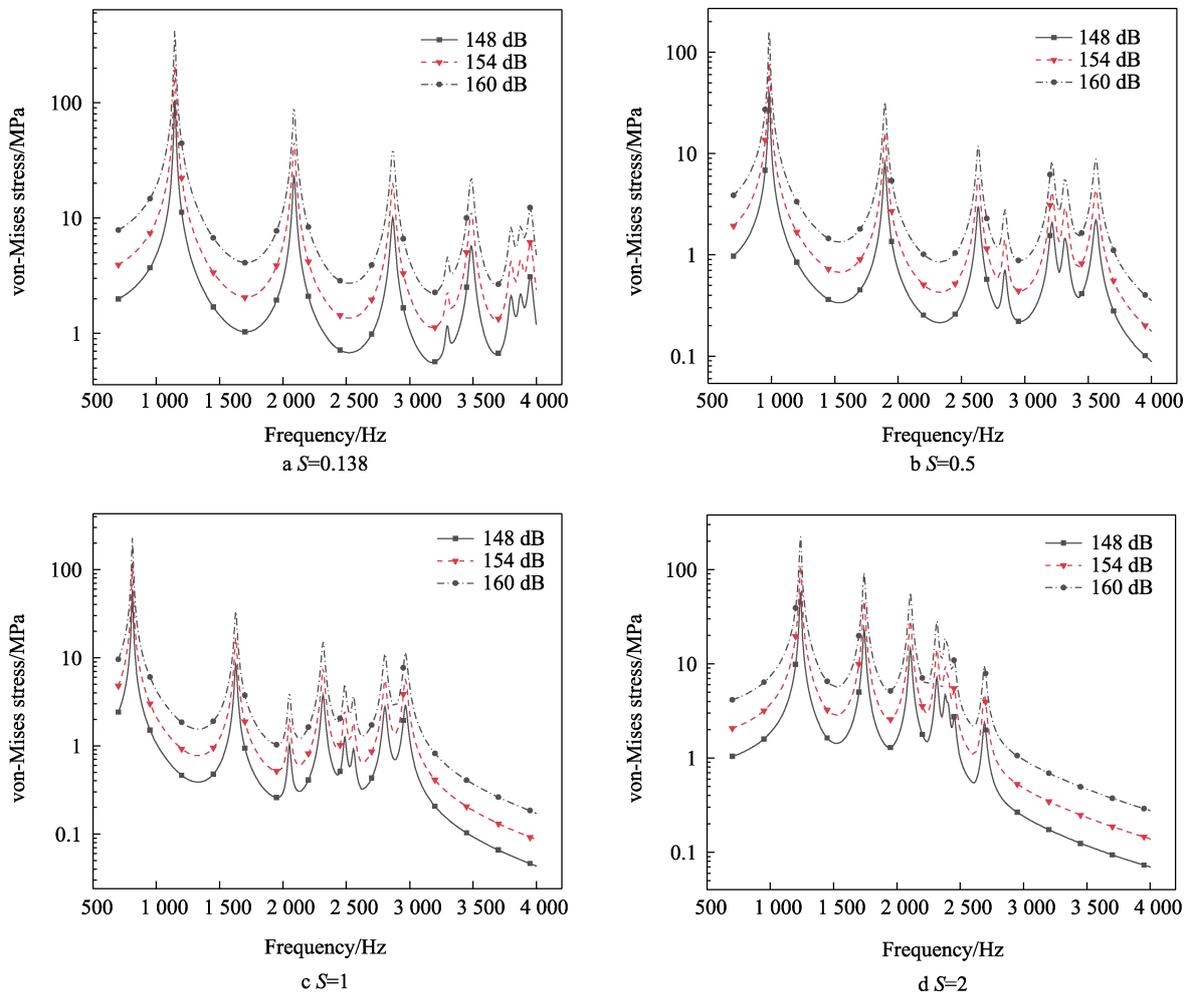


图 7 各屈曲系数时不同声载荷下加筋薄壁结构响应曲线

Fig.7 Response curves of stiffened thin-walled structure under different acoustic loads with different buckling coefficients

### 4 结论

本文针对热声载荷环境高速飞行器加筋壁板非线性振动响应特性问题, 基于薄壁结构大挠度运动控

制方程, 开展了加筋壁板结构在复杂热声载荷下的非线性振动响应研究, 分析了结构热屈曲临界温度, 计算了加筋壁板结构在不同载荷下的非线性振动响应特性。具体结论如下:

1) 四边固支加筋壁板结构与不加筋的矩形平板薄壁结构相比,其热屈曲临界温度升高,但与其工作温度相比仍然较低,易发生热屈曲。其第1阶固有频率随温度的上升先减小、后增大。在矩形平板薄壁结构上加筋会显著影响结构刚度,使其声载荷响应基频增大,幅值减小。在实际应用中,可通过加筋来改变结构的屈曲温度,使长期在临界屈曲温度附近运行的结构稳定性和完整性得到加强。

2) 随温度的上升,加筋壁板结构的声响应频率先减小、后增大,幅值先增大、后减小,以热屈曲临界温度附近为转折点。热屈曲会显著提高加筋壁板结构振动响应的非线性行为,在应用中应尽量避免飞行器在屈曲温度附近运行。

3) 随总声压级的上升,加筋壁板结构声载荷响应的峰值幅值上升,声压级每升高6 dB,响应水平平均升高1.98倍,而总声压级的变化对其响应频率无显著影响。

#### 参考文献:

- [1] SWANSON A, CAGHLAN S, PRATT D, et al. Hypersonic Vehicle Thermal Structure Test Challenges[C]// 2007 U.S. Air Force T&E Days. Virginia: AIAA, 2007.
- [2] 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.
- [3] JEYARAJ P, PADMANABHAN C, GANESAN N. Vibration and Acoustic Response of an Isotropic Plate in a Thermal Environment[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2008, 130(5): 051005.
- [4] 杨超, 许赞, 谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. *航空学报*, 2010, 31(1): 1-11.  
YANG C, XU Y, XIE C C. Review of Studies on Aeroelasticity of Hypersonic Vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(1): 1-11.
- [5] 沙云东, 闻邦椿, 屈伸. 薄壁板在随机声载荷作用下的振动响应谱估算[J]. *振动与冲击*, 2007, 26(6): 63-66.  
SHA Y D, WEN B C, QU S. Estimation of Response Power Spectrum of Panel Structure under Random Acoustic Load[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(6): 63-66.
- [6] RIZZI S, ROBINSON J, CHIANG C. Dynamic Response and Sonic Fatigue Analysis at NASA Langley for Hypersonic Vehicle Structures[C]// AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. Virginia: AIAA, 1992.
- [7] 解维华, 张博明, 杜善义. 重复使用飞行器金属热防护系统的有限元分析与设计[J]. *航空学报*, 2006, 27(4): 650-656.  
XIE W H, ZHANG B M, DU S Y. Analysis and Design of Metallic Thermal Protection Systems for Reusable Launch Vehicle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 650-656.
- [8] 刘振祺, 梁伟, 杨嘉陵, 等. MTPS 蜂窝夹芯结构传热性能及热应力分析[J]. *航空学报*, 2009, 30(1): 86-91.  
LIU Z Q, LIANG W, YANG J L, et al. Analysis of Thermal and Mechanical Properties of Honeycomb Structure of MTPS[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(1): 86-91.
- [9] VAICAITIS R. Nonlinear Response and Sonic Fatigue of National Aerospace Space Plane Surface Panels[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(1): 10-18.
- [10] LEE J. Large-Amplitude Plate Vibration in an Elevated Thermal Environment[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 1993, 46(11S): S242-S254.
- [11] LEE J. Energy-Conserving Galerkin Representation of Clamped Plates under a Moderately Large Deflection[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2004, 275(3/4/5): 649-664.
- [12] ATALIK T S, UTKU S. Stochastic Linearization of Multi-Degree-of-Freedom Non-Linear Systems[J]. *Earthquake Engineering & Structural Dynamics*, 1976, 4(4): 411-420.
- [13] ROBERTS J B, SPANOS P D. Random Vibration and Statistical Linearization[M]. New York: John Wiley & Sons Ltd, 2003.
- [14] LEE J. Random Vibration of Thermally Buckled Plates: II Nonzero Temperature Gradient across the Plate Thickness[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 1997, 50(11S): S105-S116.
- [15] MOORTHY J, MEI C, SHIRAHATTI U. Numerical Simulation of Acoustically Induced Nonlinear Vibrations of a Plate with Temperature Gradient[C]// 36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1995.
- [16] LOCKE J, MEI C. A Finite Element Formulation for the Large Deflection Random Response of Thermally Buckled Beams[C]// 30th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1989.
- [17] CHEN R, MEI C. Finite Element Nonlinear Random Response of Composite Plates to Acoustic and Thermal Loads Applied Simultaneously[C]// 36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 1995.
- [18] PRZEKOP A. Nonlinear Response and Fatigue Estimation of Aerospace Curved Surface Panels to Combined Acoustic and Thermal Loads[D]. Virginia: Old Dominion University, 2003.
- [19] PRZEKOP A, GUO X Y, AZZOUZ S, et al. Reinvestigation of Nonlinear Random Response of Shallow Shells Using Finite Element Modal Formulation[C]// 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Virginia: AIAA, 2004.
- [20] 杨雄伟, 李跃明, 耿谦. 基于混合 FE-SEA 法的高温环境飞行器宽频声振特性分析[J]. *航空学报*, 2011, 32(10): 1851-1859.  
YANG X W, LI Y M, GENG Q. Broadband Vibro-Acoustic Response of Aircraft in High Temperature Environ-

- ment Based on Hybrid FE-SEA[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10): 1851-1859.
- [21] 沙云东, 魏静, 高志军, 等. 热声载荷作用下薄壁结构的非线性响应特性[J]. *航空学报*, 2013, 34(6): 1336-1346.
- SHA Y D, WEI J, GAO Z J, et al. Nonlinear Response Characteristics of Thin-Walled Structures under Thermo-Acoustic Loadings[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(6): 1336-1346.
- [22] SHA Y D, GAO Z J, XU F, et al. Influence of Thermal Loading on the Dynamic Response of Thin-Walled Structure under Thermo-Acoustic Loading[J]. *Advanced Engineering Forum*, 2011, 2/3: 876-881.
- [23] 沙云东, 张墨涵, 赵奉同, 等. 热声载荷作用下薄壁结构非线性响应分析和试验验证[J]. *航空学报*, 2019, 40(4): 222544.
- SHA Y D, ZHANG M H, ZHAO F T, et al. Nonlinear Response Analysis and Test Verification for Thin-Walled Structures to Thermal-Acoustic Loads[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(4): 222544.
- [24] 吴振强, 程昊, 张伟, 等. 热环境对飞行器壁板结构特性的影响[J]. *航空学报*, 2013, 34(2): 334-342.
- WU Z Q, CHENG H, ZHANG W, 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.
- [25] 张涛, 刘土光, 周晶晶, 等. 受面内冲击载荷下加筋板的非线性动态屈曲[J]. *固体力学学报*, 2003, 24(4): 391-398.
- ZHANG T, LIU T G, ZHOU J J, et al. Nonlinear Dynamic Buckling of Stiffened Plates under in-Plane Impact Loading[J]. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2003, 24(4): 391-398.
- [26] 范绪箕. 高速飞行器热结构分析与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- FAN X J. *Thermal Structures Analysis and Applications of Highspeed Vehicles*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.