

# 变刚度复合材料夹芯板设计及模态分析

刘禹华<sup>1</sup> 高峰<sup>2</sup> 盛聪<sup>2</sup> 韩振宇<sup>1</sup>

(1 哈尔滨工业大学机电工程学院, 哈尔滨 150001)

(2 中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

**文 摘** 为提高卫星主承力结构刚度,本文基于定曲率圆弧曲线及平移法对变刚度夹芯板蒙皮进行设计,利用ABAQUS二次开发方法及响应面法对不同起始角/终止角组合的夹芯板进行等效建模、模态分析和模态基频优化。数值计算结果表明,变刚度设计的夹芯板由于曲线铺放提升夹芯板模态基频,蜂窝板的模态基频随起始角先增大后减小,随终止角增大而增大,基频最大提升12.33%,可以减小蜂窝基本承力结构与设备的动态耦合效应。

**关键词** 变刚度,纤维路径规划,夹芯板,模态分析

中图分类号:V25

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.02.004

## Design and Modal Analysis of Sandwich Plates With Variable Stiffness

LIU Yuhua<sup>1</sup> GAO Feng<sup>2</sup> SHENG Cong<sup>2</sup> HAN Zhenyu<sup>1</sup>

(1 School of Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

(2 General Department of China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

**Abstract** In order to improve the stiffness of satellite main load-bearing structure, the variable stiffness sandwich panel skin is designed based on the constant curvature arc curve and translation method. The equivalent modeling, modal analysis and modal fundamental frequency optimization of sandwich panel with different initial/ending angle combinations are carried out by using ABAQUS secondary development method and response surface method. The numerical results show that the modal fundamental frequency of the sandwich panel with variable stiffness design increases first and then decreases with the increase of the initial angle and then decreases, and increases with the increase of the ending angle. The maximum lifting percentage of the fundamental frequency is 12.33%, which can reduce the dynamic coupling effect between the honeycomb basic bearing structure and the equipment.

**Key words** Composite materials, Variable stiffness, Placement path planning, Sandwich panel, Modal analysis

### 0 引言

复合材料由基体材料与增强材料组成,由于其高比强度、高比模量以及设计性自由等优点广泛应用于航天领域<sup>[1]</sup>。当航天器与结构板的基频接近时,二者由于动态耦合导致航天器结构失效,为使航天器主/次级结构的一阶固有频率满足设计要求,减轻航天器/运载系统、航天器设备/航天器系统之间的动态耦合效应,需提升结构件的一阶基频,故对结构进行刚度设计。另外,尽量减小结构质量,提高结构刚度,是航天器结构设计的重要任务<sup>[2]</sup>。航天器蜂窝板蒙皮主要使用直线铺层结构,限制了纤维的灵活性,而自动纤维铺放技术使得纤维角度连续变化,这种

铺放角度连续变化的铺层也叫变刚度铺层(Variable-Stiffness ply)。通过丝束变角度改变层合结构刚度,从而改变夹芯板刚度。连续蒙皮蜂窝板模型如图1所示,由四层上蒙皮+蜂窝芯子+四层下蒙皮组成,本文主要对其进行变角度设计,以提高其刚度。

HYER<sup>[3]</sup>、GÜRDAL<sup>[4]</sup>以及WALDHART<sup>[5]</sup>等人提出了纤维变角度思想、变角度理论以及平行法/平移法建立铺层的方法,并得到结构的屈曲载荷提高的结论。ALHAJAHMAD<sup>[6]</sup>、PARNAS<sup>[7]</sup>等人分别运用Lobatto-Legendre多项式、NURBS曲线以及Bezier曲线构建层合板参考路径。PAALBERENDS<sup>[8]</sup>通过线

收稿日期:2020-05-21

第一作者简介:刘禹华,1995年出生,硕士研究生,主要从事复合材料成型及力学研究。E-mail:928425977@qq.com

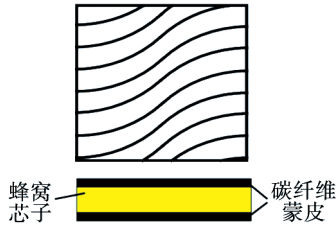


图1 变刚度连续蒙皮蜂窝板

Fig. 1 Continuous skin honeycomb panel with variable stiffness

性变角度方法对复合夹芯板结构进行了设计并提升了太阳能电池基板的模态基频。LEGRAND<sup>[9]</sup>对带螺栓孔的矩形层合板进行遗传算法优化。ARIAN<sup>[10]</sup>采用基于代理模型的遗传算法优化了变刚度层合板的面内刚度和屈曲载荷。

国内也有部分学者对变刚度层合板进行研究,杜宇<sup>[11]</sup>以线性变角度曲线对变刚度层合板的弯曲和压缩失效两种力学进行讨论;张荣荣<sup>[12]</sup>使用线性变角度提升开口层合板的屈曲载荷;曹忠亮<sup>[13]</sup>使用Bezier曲线提升了变刚度层合板屈曲性能。以上研究说明应用多样化的纤维变角度曲线可提高结构刚度和强度,并且大多数研究基于层合板强度及屈曲进行分析讨论,对变刚度夹芯板的模态分析和优化非常少。

本文以定曲率圆弧曲线作为夹芯板参考路径。以ABAQUS二次开发方法对连续蒙皮蜂窝板进行有限元等效建模及模态分析。以一阶模态基频为目标,对不同起始角/终止角组合进行优化,以研究曲线变量对模态基频的影响。

## 1 夹芯板设计

### 1.1 曲线参考路径定义

在夹芯板设计中主要是蒙皮层合板的设计,层合板铺层设计最主要的是路径设计。由于圆弧的曲线隐性表达式,参数方程较复杂。根据几何对称性,本文采用几何法对圆弧曲线进行定义。如图2所示,  $O$  为圆弧曲线起点,  $O'$  为圆弧的圆心,  $H$  为圆心在参考方向上的映射,  $a$  为圆弧曲线上任意一点,  $R$  为圆弧曲线的曲率半径。设曲线的初始角度为任意角度  $T_0$ , 若圆弧曲线遍布范围为层合板中心到板边缘, 则有:

$$x_0 = R \sin T_0 = \frac{A}{2} = |OH| \quad (1)$$

式中,  $A$  为待加工层合板板的宽度;  $R$  为参考路径曲率半径。

对于曲线上任意一点  $a$ , 有:

$$x = R \sin T_a = x_0 \pm x_a \quad (2)$$

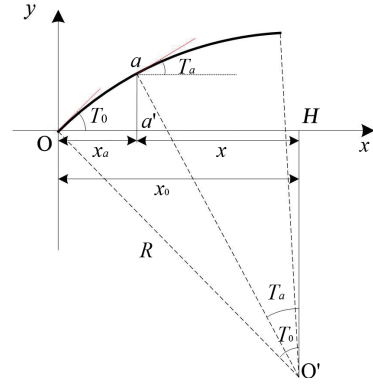


图2 定曲率圆弧曲线几何示意图

Fig. 2 Geometric diagram of arc curve with constant curvature

当  $x_0 + x_a$  时, 定曲率圆弧曲线下凹; 当  $x_0 - x_a$  时, 圆弧曲线上凸如图2所示, 通过几何法可以简单地改变曲线的凹凸性。将式(1)与式(2)联立, 利用圆弧曲线圆心角与切向角相等的性质, 圆心角如式(3)所示,  $\theta$  为铺放纤维角度。则  $a$  点相对应的纵坐标值如式(4)所示。

$$T_a = \theta = \frac{dy_a}{dx_a} = \arcsin\left(\frac{x}{R}\right) = \arcsin\left(\frac{x_0 \pm x_a}{R}\right) \quad (3)$$

$$y_a = R(\cos T_a - \cos T_0) \quad (4)$$

则由铺层中心对称性, 参考路径另一半曲线需要与图1曲线相切, 则由圆弧几何对称性, 则另一半曲线坐标为:

$$\begin{cases} x_a' = -x_a \\ y_a' = -R(\cos T_a - \cos T_0) \end{cases} \quad (5)$$

为满足更一般的情况, 在任意角度下曲线形状布置纤维路径, 需要将定曲率圆弧曲线推广到更普遍的通式。采用相对坐标变换公式对已经得到的曲线进行坐标变换得:

$$\begin{cases} x' = x \cos \phi + y \sin \phi \\ y' = -x \sin \phi + y \cos \phi \\ \theta'(x', y') = \theta(x, y) - \phi \end{cases} \quad (6)$$

式中,  $\theta, \theta'$  分别为坐标旋转前后的纤维角度;  $\phi$  为坐标旋转角度, 规定逆时针为负, 顺时针为正。

### 1.2 夹芯板铺层设计及表达

铺层结构设计主要是对已知参考路径进行平移或平行及层间相对角度的设计, 以得到曲线铺放的层合结构。平移法相对平行法纤维曲率半径可控, 计算简单, 故作为已知参考路径铺层设计的主要方法。两种方法原理如图3所示。

影响参考路径的曲线参数主要为圆弧曲线的起始角  $T_0$ 、圆弧曲率半径  $R$  及相对坐标旋转角  $\phi$ , 由于

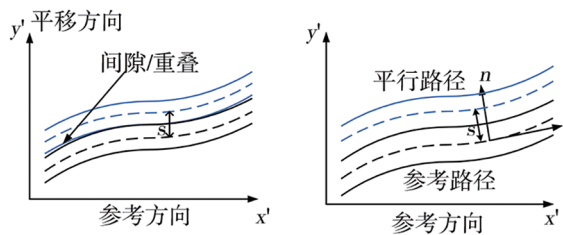


图3 平行法与平移法

Fig. 3 Parallel method and translation method

曲线相对平板中心相切,所以曲线在层合板中心线处的角度是相等的。当层合板长宽一定时,指定的起始角与曲率半径可以唯一确定一个曲线的终止角度  $T_1$ ,即曲线在层合板边界的纤维角度,所以最终采用式(7)对变刚度夹芯板进行定义。

$$[\phi_0 < T_0 | T_1 | \dots | T_n | > / \dots / C20]_{2s/l_s} \quad (7)$$

式中,“|”左右分别代表一段曲线的起始角度与终止角度, $\phi_i$ 则代表一层的坐标相对旋转角,“/”为层合板每单层板的分隔标志,下角s代表夹芯板关于中性面对称,2s中s意义同上,2则代表夹芯板除夹芯C20外,基础铺层重复一次,C20则代表夹芯板中夹芯厚度为20 mm。图4为[0<65|20|65>/0<-65|-20|-65>]的铺层示意图。

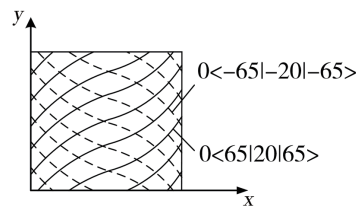


图4 [0<65|20|65>/0<-65|-20|-65>]铺层示意图

Fig. 4 [0<65|20|65>/0<-65|-20|-65>] schematic diagram of laminated plate

## 2 仿真分析与讨论

### 2.1 变刚度夹芯板有限元等效模型

由于ABAQUS GUI对变角度纤维建模难度较大,本文采用MATLAB的ABAQUS二次开发方式对夹芯板进行有限元参数化建模,由于层合板蒙皮及蜂窝芯子在力学上都是正交各向异性的薄板,所以将二者组成的夹芯板统一建模成薄板。根据ABAQUS各向异性材料的各向工程常数定义,需选择适用各向工程常数的蒙皮和蜂窝芯子单元类型,即选择蒙皮材料采用 Lamina 单元,蜂窝芯子为 Engineering Constants 单元。将等效后的连续蒙皮蜂窝板经过编程后导入到ABAQUS中。[0<65|20|65>/0<-65|-20|-65>/C24]<sub>2</sub>蜂窝板单元如图5所示。单元中间24 mm的部分为等效后的蜂窝芯子,上下厚度为0.125 mm的为连续蒙皮层合板,其角度变化及单元格内离散角度变化符合设计要求。

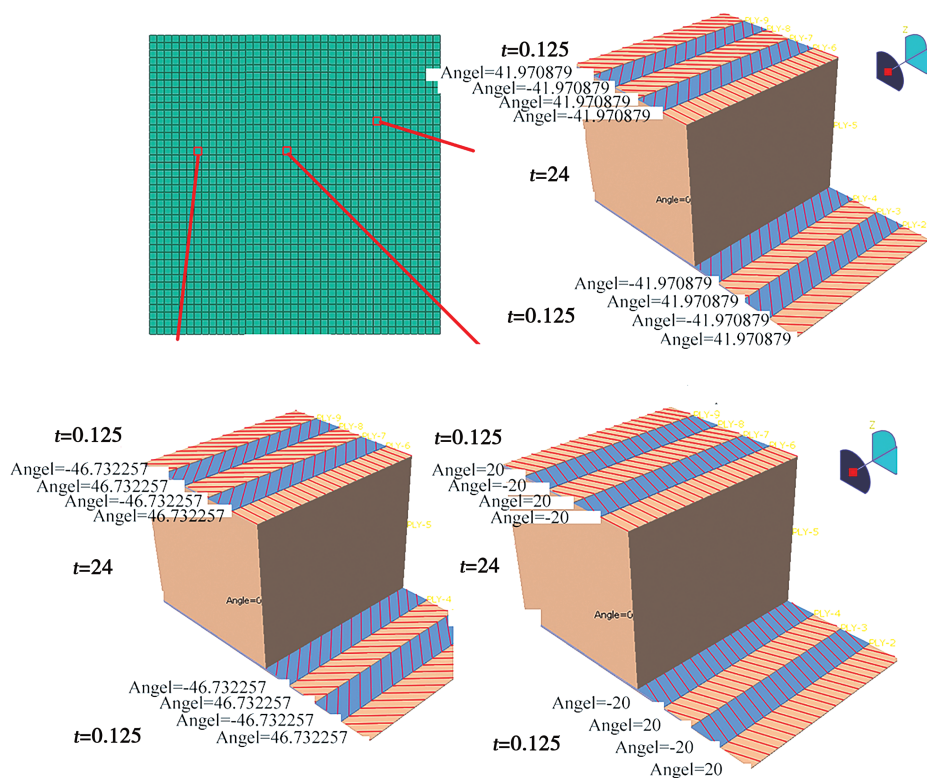


图5 ABAQUS变刚度蜂窝板模型

Fig. 5 Honeycomb plate model with variable stiffness in ABAQUS



图6为蜂窝板四边固支的边界条件设定图,为了保证模态分析过程中接近结构的真实频率,选定某平台卫星上承载大设备的蜂窝板的尺寸为2 400 mm×2 400 mm,蜂窝芯子高度为24 mm,以其为研究对象开展优化设计。为了得到夹芯板的固有频率,本文主要在四边固支的自由振动下测得两种夹芯板的固有频率。层合板蒙皮使用T300环氧树脂基复合材料,树脂类型为6511,厚度0.1 mm左右,树脂率33%左右,蜂窝芯子采用Alcore5×0.03型铝蜂窝,在ABAQUS材料设定参数如表1、表2所示。

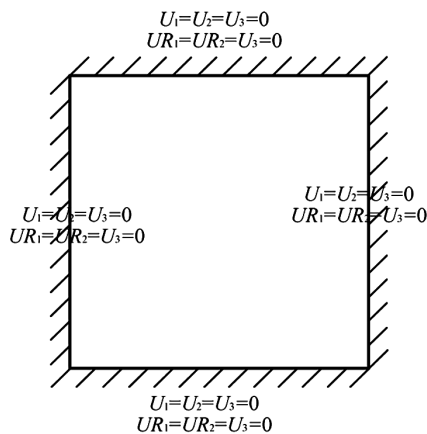


图6 蜂窝板四边固支示意图

Fig. 6 Schematic of fixed support on four sides of honeycomb plate

表1 T300 复合材料仿真铺层参数

Tab. 1 T300 simulation parameters of composite layer

$E_1/\text{GPa}$	$E_2/\text{GPa}$	$\mu_{12}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$G_{13}/\text{GPa}$	$G_{23}/\text{GPa}$
121	8.6	0.3	5.1	5.1	3.1

表2 Alcore5×0.03 铝蜂窝材料参数

Tab. 2 Alcore5×0.03 aluminum honeycomb material parameters

$E_1/\text{MPa}$	$E_2/\text{MPa}$	$E_3/\text{GPa}$	$G_{12}/\text{MPa}$	$G_{13}/\text{GPa}$
0.1	0.1	332	0.1	43
$G_{23}/\text{GPa}$	$\mu_{12}$	$\mu_{23}/10^{-4}$	$\mu_{13}/10^{-4}$	$\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$
62.4	0.3	1	1	27

## 2.2 变刚度蜂窝板模态分析及优化

恒刚度夹芯板蒙皮 $0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ$ 三种角度排列组合中, $[90/0/\pm 45/C24]_s$ 的模态基频最大为54.6 Hz。变刚度蜂窝板角度为 $20^\circ/65^\circ$ 的 $[0<65|20|65>/0<-65|-20|-65>/C24]_{ss}$ ,与恒刚度蜂窝板六阶模态振型对比及频率见图7。

采用基于多项式的响应面优化方法。由于定速率圆弧曲线的起始角及半径决定唯一的终止角,故以曲线起始角和终止角为优化变量,模态基频为宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第2期

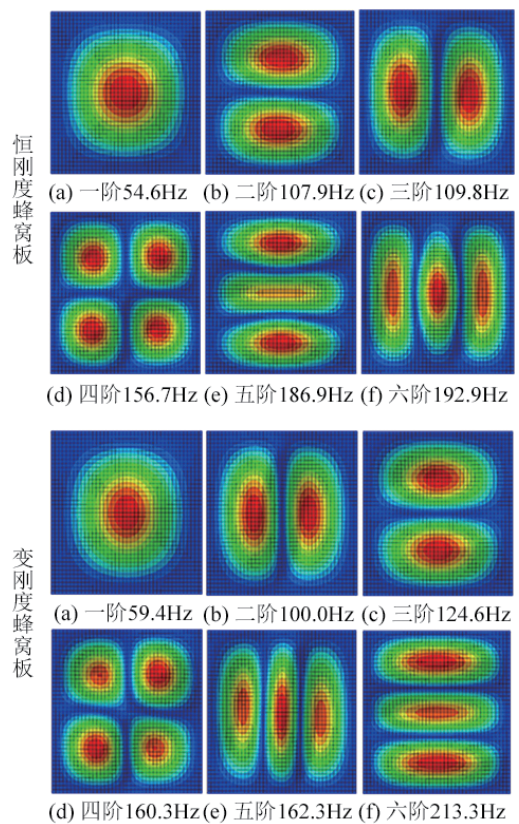


图7 恒刚度与变刚度蜂窝板前六阶模态对比图

Fig. 7 Comparison of the first six modes of constant stiffness and variable stiffness honeycomb panels

化目标。起始角的范围为 $-10^\circ\sim 35^\circ$ ,终止角范围为 $45^\circ\sim 90^\circ$ ,先以 $5^\circ$ 为一步长,进行样品点采集,将 $10\times 10$ 组数据进行样品点拟合,拟合精度为 $0.01^\circ$ ,变刚度蜂窝板二阶响应面如图8所示。

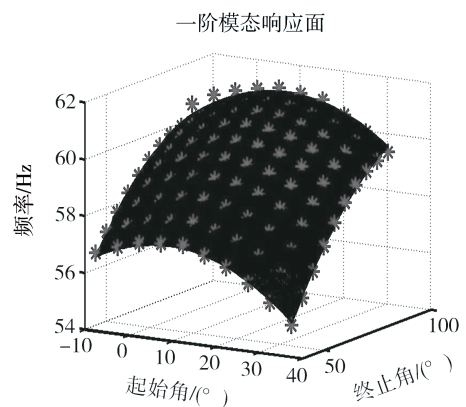


图8 变刚度蜂窝板的优化响应面

Fig. 8 Optimized response surface of honeycomb panel with variable stiffness

从图7图8可知,由于变角度曲线铺放改变了蒙皮层合板的纤维排布,从而提升了层合板刚度,提升夹芯板模态基频;变刚度蜂窝板对于高阶频率提升效果并不明显;变刚度蜂窝板使用曲线改变了层合

板中内力传递的方向,改变了模态振型,其中心最大振幅区域由“圆形”变为“椭圆形”,平板横向挠度减小,相当于使用变角度纤维对平板的横向进行加固,提升了该方向的模态刚度;相比恒刚度夹芯板,变刚度夹芯板的二阶三阶模态频率大小改变,发生了模态振型“互换”的现象;蜂窝板的模态基频随起始角先增大后减小,随终止角增大而增大;变刚度夹芯板由于曲线铺放提升了层合板刚度进而可提高夹芯板模态基频,基频最大提升12.33%,进而可以减小蜂窝基本承力结构与设备的动态耦合效应。

### 3 结论

(1) 变刚度蜂窝板可提升模态基频,从而达到在质量一定情况下提高模态刚度,对于2400 mm×2400 mm的蜂窝板,基频提升可以达到12%~13%。

(2) 变角度铺放改变了夹芯板中层合板的纤维排布方式,进而改变层合板及夹芯板刚度,提升了夹芯板一阶固有频率及发生了夹芯板二三阶模态振型互换的现象。

(3) 基频随着起始角先增大后减小,随终止角增大单调增大。结果表明,选择起始角大于终止角形式的圆弧曲线纤维蒙皮可提升夹芯板模态基频,可减小夹芯承力结构与其他结构的动态耦合,提升结构的动态特性。

### 参考文献

[1] 师昌绪. 材料大词典[M]. 北京: 化学工业出版社, 1994: 2-8.

SHI Changxu. Material dictionary [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 1994: 2-8.

[2] 董彦芝, 刘芑, 王国栋, 等. 航天器结构用材料应用现状与未来需求[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(01): 41-44.

DONG Yanzhi, LIU Peng, WANG Guodong, et al. Application status and future demands of spacecraft structure materials [J]. Spacecraft Environmental engineering, 2010, 27(001): 41-44.

[3] HYER M W, CHARETTE R F. Use of curvilinear fiber format in composite structure design [J]. AIAA Journal, 1991, 29(6): 1011-1015.

[4] OLMEDO R, GURDAL Z. Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations [C]//AIAA/

ASME/ASCE/AHS/ASC 34<sup>th</sup> Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 1993, 1: 2261-2269.

[5] WALDHART C, GURDAL Z, RIBBENS C. Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates [C]//AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit, 37<sup>th</sup>, Salt Lake City, UT. 1996: 2210-2220.

[6] ALHAJAHMAD A, ABDALLA M M, GURDAL Z. Design tailoring for pressure pillowing using powder placed steered fibers [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 630-640.

[7] PARNAS L, ORAL S, CEYHAN U. Optimum design of composite structures with curved fiber courses [J]. Composites Science & Technology, 2003, 63(7): 1071-1082.

[8] PAALBERENDS, W J, BAKKER R. Fibre steering of composite space panels [C]//IEEE International Solidstate Circuits Conference Digest of Technical Papers, 2014.

[9] LEGRAND X, KELLY D, CROSKY A, et al. Optimisation of fibre steering in composite laminates using a genetic algorithm [J]. Composite Structures, 2006, 75(1-4): 524-531.

[10] NIK M A, FAYAZBAKHS K, PASINI D, et al. Surrogate based multiobjective optimization of a composite laminate with curvilinear fibers [J]. Composite Structures, 2012, 94(8): 2306-2313.

[11] 杜宇, 杨涛, 李志猛, 等. 纤维曲线铺放的变刚度复合材料层合板的失效分析 [J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(05): 22-25.

DU Yu, YANG Tao, LI Zhimeng, et al. Failure analysis of variable stiffness composite laminates laid by fiber curves [J]. Yuhang Materials Technology, 2013, 43(05): 22-25.

[12] 张荣荣, 王显峰, 王跃全, 等. 开孔变刚度层合板压缩屈曲性能研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(01): 61-70.

ZHANG Rongrong, WANG Xianfeng, WANG Yuequan, et al. Compressive buckling performance of open hole variable-stiffness laminates [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(01): 61-70.

[13] 曹忠亮. 热塑性纤维铺放热传导及变刚度层合板力学性能研究 [D]. 哈尔滨工业大学, 2019.

CAO Zhongliang. Thermal Conductivity and mechanical properties of variable stiffness laminates deposited by thermoplastic fibers [D]. Harbin Institute of Technology, 2019.