

复合材料星载天线反射面热变形有限元模拟及拓扑优化

谭昆林 曹静 黄宏才 魏培君 张从发

Finite element simulation and topology optimization of thermal deformation of reflector of composite spaceborne antenna

TAN Kunlin, CAO Jing, HUANG Hongcai, WEI Peijun, ZHANG Congfa

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240325.004>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

零泊松比超材料设计的多评价点功能基元拓扑优化方法

Functional element topology optimization method based on multiple evaluation points for metamaterial design with zero Poisson's ratio

复合材料学报. 2020, 37(12): 3229–3241 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200306.001>

任意负泊松比超材料结构设计的功能基元拓扑优化法

Functional element topology optimal method of metamaterial design with arbitrary negative Poisson's ratio

复合材料学报. 2018, 35(4): 1014–1023 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170619.002>

基于灰色关联分析和响应面法的复合材料缠绕成型多目标工艺参数优化

Multi-response parameter optimization for the composite tape winding process based on grey relational analysis and response surface methodology

复合材料学报. 2019, 36(12): 2822–2832 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190304.003>

星载蜂窝夹层结构固面天线反射器的热变形

Thermal distortion for honeycomb sandwich construction rigid reflector of satellite antenna

复合材料学报. 2018, 35(8): 2065–2073 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171020.001>

空间超高频遥感反射器热变形优化及零膨胀材料的制备

Optimization of thermal deformation of ultrahigh frequency remote sensing reflector and manufacture of a zero-expansion composite

复合材料学报. 2019, 36(4): 795–800 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180529.001>

车用ABS温相关本构模型及材料参数的确定

Temperature-dependent mechanical behavior of ABS in automobiles: Constitutive model and material parameters

复合材料学报. 2018, 35(10): 2889–2896 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171227.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料星载天线反射面热变形有限元模拟及拓扑优化



分享本文

谭昆林¹, 曹静¹, 黄宏才¹, 魏培君^{*1}, 张从发²

(1. 北京科技大学数理学院, 北京 100083; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100086)

摘要: 为控制星载天线反射面的热变形, 本文以一口径为 1 200 mm 的正方形格栅反射面为研究对象, 首先, 确定了预测反射面热变形的有限元建模策略, 计算了反射面在 3 种不同温度荷载下的型面热变形均方根 (RMS)。在此基础上提供了一种新的有限元建模策略—层合板等效方式, 求出层合板的等效弹性模量和等效热膨胀系数。其次, 以正方形格栅反射面为原型对格栅芯子进行拓扑优化, 并与其他 3 种几何形状的芯子进行了比较, 发现正方形格栅反射面为最优的结构形式。然后, 对正方形格栅反射面做参数优化, 找出了最优的正方形格栅单胞尺寸、蒙皮铺层方式、正方形格栅铺层方式和胶层厚度。最后, 对正方形格栅反射面做热稳定性指标置信度分析, 得到 RMS 的概率密度函数分布图和各个设计参数的贡献率 Pareto 图, 找出了影响反射面型面热变形的关键因素。

关键词: 反射面; RMS; 层合板等效; 拓扑优化; 参数优化; 置信度分析

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2024)11-6273-11

Finite element simulation and topology optimization of thermal deformation of reflector of composite spaceborne antenna

TAN Kunlin¹, CAO Jing¹, HUANG Hongcai¹, WEI Peijun^{*1}, ZHANG Congfa²

(1. School of Mathematics and Physics, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China; 2. Beijing Space Vehicle General Design Department, Beijing 100086, China)

Abstract: In order to control the thermal deformation of satellite-borne antenna reflector, a square grille reflector with a diameter of 1 200 mm was taken as the research object. Firstly, the finite element modeling strategy for predicting the thermal deformation of the reflector was determined, and the thermal deformation root-mean-square (RMS) of the reflector under three different temperature loads was calculated. On this basis, a new finite element modeling strategy, the equivalent method of laminates, was provided to obtain the equivalent elastic modulus and equivalent thermal expansion coefficient of laminates. Secondly, the grid core was optimized topologically using the square grid reflector as prototype, and compared with the other three geometries, it is found that the square grid reflector is the best structure. Then, the parameters of the square grating reflector were optimized, and the optimal square grating cell size, skin laying mode, square grating laying mode and adhesive layer thickness were found out. Finally, the probability density function distribution of RMS and the contribution rate Pareto diagram of each design parameter were obtained by the confidence analysis of the thermal stability index of the square grating reflector, and the key factors affecting the thermal deformation of the reflector profile were found out.

Keywords: reflecting surface; RMS; laminated board equivalent; topology optimization; parameter optimization; confidence analysis

收稿日期: 2023-12-26; 修回日期: 2024-02-21; 录用日期: 2024-03-11; 网络首发时间: 2024-03-26 17:56:21

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240325.004>

通信作者: 魏培君, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为弹性波传播、声子晶体及超材料 E-mail: weipj@ustb.edu.cn

引用格式: 谭昆林, 曹静, 黄宏才, 等. 复合材料星载天线反射面热变形有限元模拟及拓扑优化 [J]. 复合材料学报, 2024, 41(11): 6273-6283.

TAN Kunlin, CAO Jing, HUANG Hongcai, et al. Finite element simulation and topology optimization of thermal deformation of reflector of composite spaceborne antenna[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(11): 6273-6283(in Chinese).

反射面天线作为星载天线的重要组成部分，在深空探测、移动通信、国防事业、气象监测等方面均具有广泛应用^[1]，近年来随着空间探测技术的快速发展，对反射面天线的传输精度要求越来越高，其型面精度直接影响星载天线的探测性能^[2]。天线在轨运行时，交替进入光照区和阴影区，会周期性经历高温和低温，导致型面热变形均方根 (RMS) 发生变化，影响反射面的传输精度。因此，控制反射面的型面热变形成为国内外学者的研究重点。

由于碳纤维增强复合材料 (CFRP) 具有高强度、低密度和低热膨胀系数的优点^[3-4]，因此作为反射面的理想材料，越来越多的学者研究 CFRP 反射面。Utsunomiya 等^[5]研制了用于空间望远镜的超轻高精度 CFRP 反射镜，由碳纤维玻璃钢表皮和碳纤维玻璃钢蜂窝芯组成，并论证了其低温应用的可行性。直径为 150 mm 的反射镜 RMS 为 0.8 μm。Steeves 等^[6]提出了一种基于 CFRP 基片和复制技术的新型有源反射镜技术，可以在相同的条件下生产多个反射镜，从而大大降低了制造成本和复杂性，该反射镜经优化 RMS 为 0.2 μm。Wei 等^[7]研制了一种零膨胀 CFRP，基于此设计了一种新型抛物反射面，该反射面的热变形满足工作频率为 600 GHz 的远程卫星的要求。周星驰等^[8]制造了一种全 CFRP 夹层结构新型天线反射面构型，型面热变形仅为全铝反射面的 1/6，证实了全 CFRP 夹层结构在低变形方面的优势及此优化设计方案的可靠性。张弘弛等^[9]对格栅结构反射器的装配误差、粘接方式、胶层厚度、蒙皮和肋条的铺层角度等影响 RMS 的因素进行了计算分析。Utsunomiya 等^[10]对全 CFRP 夹芯板的热膨胀系数 (CTE) 进行了定制，使其小于 $1 \times 10^{-7}/^{\circ}\text{C}$ 。制备的直径为 150 mm 的反射镜通过复制技术将 RMS 提高到 20 μm。

以上研究表明，采用 CFRP 可以有效降低反射面的 RMS，而且 CFRP 的 CTE、胶层厚度及反射面的制备工艺对反射面的 RMS 都有影响。目前，针对 CFRP 反射面的有限元计算采用的是单层板铺层方式，这种方式在赋予材料属性时过于繁琐，且划分的网格数过多，计算效率不高，本文为解决该问题提出了一种新的有限元建模策略—层合板等效，将多层 CFRP 单层板等效成一层层合板，计算出层合板的等效弹性模量和等效 CTE。在此基础上，研究了反射面芯子的结构形式对 RMS

的影响，比较了 4 种结构形式的芯子，并找出了最优的结构形式。研究结果为反射面的设计和优化提供了指导。

1 反射面结构与材料

本文设计的 CFRP 正方形格栅反射面为分块拼接结构，由 12 块瓜瓣单元构成，型面外口径为 1 200 mm，内口径为 100 mm 的抛物面，以 y 轴为旋转轴，上蒙皮的上表面抛物母线方程为 $y = (x^2 + z^2)/8\,000$ ，焦距为 2 000 mm^[11]，由上至下依次为上蒙皮、上胶层、格栅芯子、下胶层和下蒙皮，反射面整体结构如图 1(a) 所示，瓜瓣单元如图 1(b) 所示。

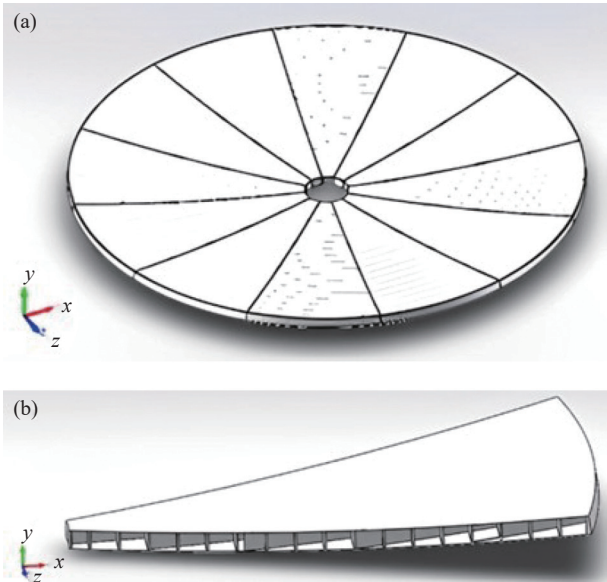


图 1 反射面结构: (a) 整体结构; (b) 瓜瓣单元结构
Fig. 1 Reflector structure: (a) Overall structure; (b) Melon petal unit structure

为满足反射面低热变形的要求，蒙皮和格栅芯子采用 M55 J 型 CFRP(二氨基缩水甘油型二苯基甲烷环氧树脂+二氨基二苯砜)^[12]，材料性能如表 1，上、下蒙皮铺层方式为 [0, 90, 45, -45]，单层板厚度为 0.125 mm^[13]；正方形格栅芯子铺层方式 [0, 90, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 0, 90]，单层板厚度为 0.125 mm，单胞为 30 mm×30 mm，肋条宽 2 mm。为使各个部件粘接在一起，给胶层赋形，胶的性能参数如表 2 所示^[14]。

2 预测型面热变形的数值模拟方法

2.1 反射面有限元模型

由于反射面由 12 块相同的瓜瓣单元拼接而成，为提高计算效率，以反射面的瓜瓣单元为研究对

表 1 M55 J 型碳纤维增强复合材料 (CFRP) 单层板性能参数

Table 1 Performance parameters of M55 J carbon fiber reinforced composite (CFRP) single-layer plate

Elasticity modulus/GPa		Poisson's ratio	Shear elasticity/GPa			CTE/(10 ⁻⁶ °C ⁻¹)		
E ₁	E ₂	ν	G ₁₂	G ₁₃	G ₂₃	α ₁	α ₂	α ₃
290	10	0.27	4.5	4.5	2.1	-1	35	35

Note: CTE—Coefficient of thermal expansion.

表 2 胶的性能参数

Table 2 Performance parameters of adhesive

Elasticity modulus/GPa	Poisson's ratio	CTE/(10 ⁻⁶ °C ⁻¹)
2.5	0.3	50

象, 基于 Abaqus 建立有限元模型。由于上、下蒙皮和格栅芯子的厚度相对于面内尺寸很小, 故用连续壳单元进行建模, 采用单层板铺层方式赋予材料性能, 部件相互接触表面采用 tie 约束。

2.2 边界条件与温度荷载

充分利用对称边界条件并消除刚体位移, 设置以下边界条件: (1) 限制反射面瓜瓣单元的环向位移为 0, 即 $U_\theta = 0$; (2) 限制下蒙皮内径处下边线 z 方向位移为 0, 即 $U_z = 0$; (3) 其他表面为自由边界条件, 如图 2 所示。为探究反射面在温度变化时的热变形, 现给出 3 种温度荷载: (1) 均匀温升 80 °C; (2) 面内温度梯度 0~100 °C, 温度荷载函数

$t_2 = \left(\frac{109.1}{8.53 \frac{\pi}{180}} \right) \arccos \left(\left(\frac{R \cos \theta - 50}{2 \times 2000} \right)^2 + \left(\frac{R \sin \theta}{2 \times 2000} \right)^2 + 1 \right);$

(3) 面外温度梯度 0~2 °C, 温度荷载函数 $t_3 = \left(\frac{2}{21.2} \right) \left((z + 21.2) - \frac{R^2}{8000} \right)$, 其中 R 、 θ 和 z 分别为柱坐标系下的径向距离、方位角和高度。

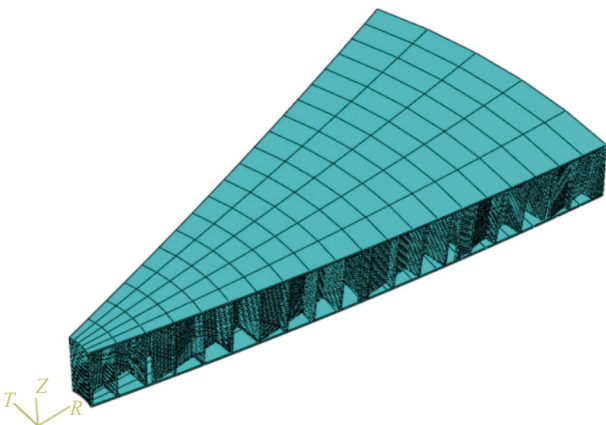


图 2 反射面瓜瓣单元的有限元模型

Fig. 2 Finite element model of reflecting surface melon petal element

2.3 RMS 的计算方法

本文以 RMS 来衡量反射面的型面热变形^[15-16],

基于 Abaqus 求解反射面的热变形, 提取变形后上蒙皮上表面的节点坐标, 将其导入 Matlab 中得到拟合抛物面, 如图 3 所示。

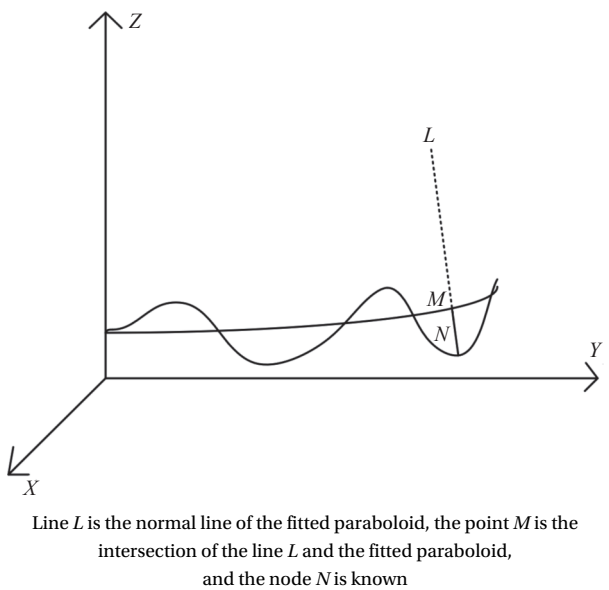


图 3 反射面热变形型面误差计算示意图

Fig. 3 Schematic diagram of error calculation of thermal deformation profile of reflector

设存在直线 L (拟合抛物面的法直线) 过变形后的节点 N , 点 M 为直线 L 与拟合抛物面的交点, 已知节点 $N(a, b, c)$ 及拟合抛物面方程:

$$z = f(x, y) = \frac{x^2 + y^2}{4F} + d \tag{1}$$

式中: F 为拟合抛物面的焦距; d 为抛物面顶点在 z 轴方向的偏移量。设点 M 坐标为 (x_0, y_0, z_0) , 可得直线 L 的方向向量为

$$l = \left(\frac{x_0}{2F}, \frac{y_0}{2F}, -1 \right) \tag{2}$$

因此, 直线 L 的方程可以写为

$$\frac{2F(x - x_0)}{x_0} = \frac{2F(y - y_0)}{y_0} = z_0 - z \tag{3}$$

由式 (1)~(3) 可得

$$\frac{a^2 + b^2}{8F^2 a^2} x_0^3 + \left(1 + \frac{d - c}{2F} \right) x_0 - a = 0 \tag{4}$$

方程 (4) 的解包含一个实数解和两个复数解, 取其中的实数解作为 x_0 的值, 可得 y_0 、 z_0 , 故 M

与 N 之间的距离:

$$d = \sqrt{(x_0 - a)^2 + (y_0 - b)^2 + (z_0 - c)^2}$$
 (5)

对于有 n 个有限元网格节点的反射面, 其均方根为

$$d_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n d_i^2}{n}}$$
 (6)

式中: d_{RMS} 为型面热变形 RMS; n 为反射面的节点数量; d_i 为变形后的型面节点 i 到最佳拟合曲面的法向距离。

2.4 反射面热变形的计算结果

基于 Abaqus 求解反射面的热变形, 得到 3 种温度荷载下的 z 向位移, 如图 4 所示。

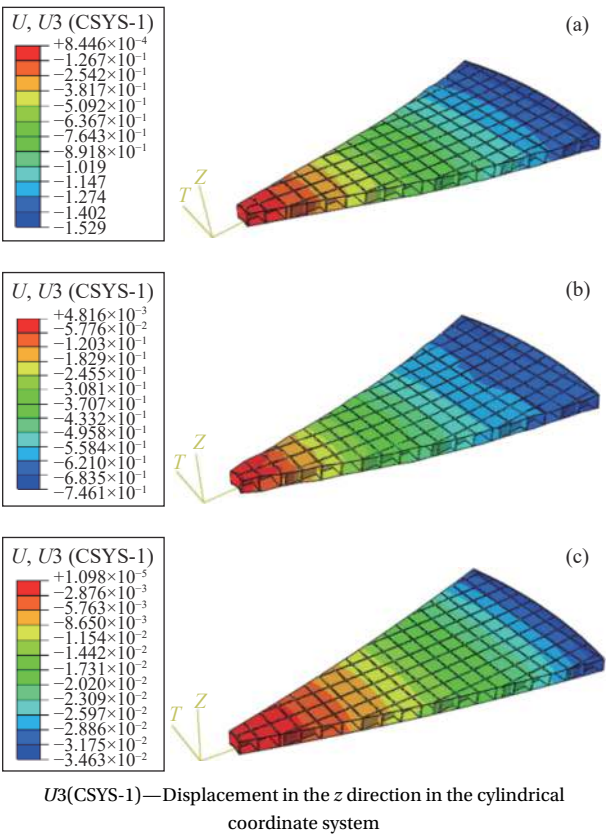


图 4 反射面在 3 种温度荷载下的 z 向位移: (a) 均匀升温 80℃; (b) 面内温度梯度 0~100℃; (c) 面外温度梯度 0~2℃

Fig. 4 z displacement of the reflector under three temperature loads: (a) Uniform temperature rise of 80℃; (b) In-plane temperature gradient 0~100℃; (c) Out-of-plane temperature gradient 0~2℃

由图 4 可以看到, 面内温度梯度 0~100℃ 荷载时反射面 z 向位移最大, 面外温度梯度 0~2℃ 荷载时反射面 z 向位移最小, 温差越大热变形越大, 3 种温度荷载下 z 向位移分布趋势都是一样的, 在 z 方向上由内径向外径向下翘曲。提取变形

后反射面上蒙皮上表面的节点坐标, 导入 Matlab 中计算得到反射面在 3 种温度荷载下的 RMS。

由表 3 可以看到, 反射面在 3 种温度荷载下, 面内 0~100℃ 的 RMS 最大, 面外 0~2℃ 的 RMS 最小, RMS 跟热变形成正相关。

表 3 3 种温度荷载下的均方根

Table 3 RMS under three temperature loads

Temperature load	Uniform temperature rise of 80℃	0~100℃ inside the surface	0~2℃ outside the surface
RMS/μm	90.59	116.3	0.92

2.5 层合板等效方式

以上有限元计算是用单层板铺层的方式给蒙皮和格栅赋予材料属性, 现提出一种新的有限元建模策略, 先计算出蒙皮和格栅层合板的等效弹性模量^[17]和等效 CTE^[18-19], 再赋予材料属性。

2.5.1 求解等效弹性模量

如图 5 所示, 在层合板的长度、宽度和厚度方向建立整体坐标系 x - y - z , 在单层板的纤维方向、垂直纤维方向和厚度方向建立局部坐标系 1-2-3。此时, 局部坐标系与整体坐标系之间存在一个夹角即单层板的纤维铺设角度 θ , 取逆时针方向为正。

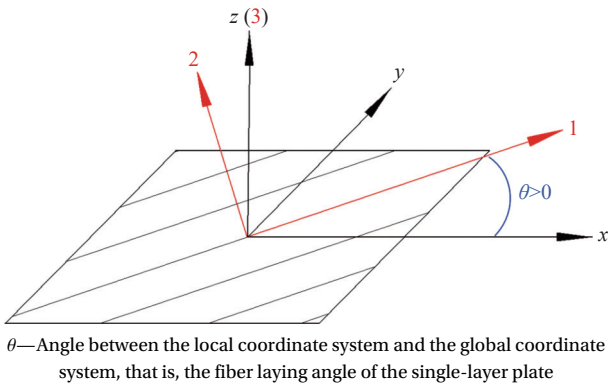


图 5 整体坐标系与局部坐标系的关系

Fig. 5 Relation between global coordinate system and local coordinate system

平面应力状态下, 对于正交各向异性材料, 考虑剪应力时第 k 层单层板在局部坐标系下的应力-应变关系为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{11}^{(k)} & Q_{12}^{(k)} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12}^{(k)} & Q_{22}^{(k)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66}^{(k)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44}^{(k)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55}^{(k)} \end{bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix}^{(k)} = [\mathbf{Q}]^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (7)$$

式中: $[\mathbf{Q}]^{(k)}$ 为刚度矩阵; σ_1 和 σ_2 分别为 1 方向和 2 方向上的正应力; τ_{12} 、 τ_{23} 和 τ_{31} 分别为 12 平面内、23 平面内和 31 平面内的剪应力; ε_1 和 ε_2 分别为 1 方向和 2 方向上的线应变; γ_{12} 、 γ_{23} 和 γ_{31} 分别为 12 平面内、23 平面内和 31 平面内的剪应变。

应变坐标转换关系为

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} = [\mathbf{T}]^T \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

由此得出层合板中第 k 层单层板在整体坐标系下的应力-应变关系:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix}^{(k)} = [\mathbf{T}]^{-1} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \end{Bmatrix}^{(k)} = [\mathbf{T}]^{-1} [\mathbf{Q}]^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix}^{(k)} = [\mathbf{T}]^{-1} [\mathbf{Q}]^{(k)} ([\mathbf{T}]^{-1})^T \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (9)$$

式中, $[\mathbf{T}]$ 称为坐标转换矩阵, 可表示为

$$[\mathbf{T}] = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta & 0 & 0 \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta & 0 & 0 \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & 0 & 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

用 $[\bar{\mathbf{Q}}]^{(k)}$ 表示 $[\mathbf{T}]^{-1}[\mathbf{Q}]^{(k)}([\mathbf{T}]^{-1})^T$, 可得第 k 层单层板在整体坐标系下的应变能:

$$U_k = \frac{1}{2} \int_{v_k} \{\varepsilon\}^T [\bar{\mathbf{Q}}]^{(k)} \{\varepsilon\} dv \quad (10)$$

式中: v_k 为第 k 层单层板的体积; v 为体积。

假设所有的单层板都具有相同的应变, 则 N 层单层板的应变能之和为

$$U = \sum_{k=1}^N U_k = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \int_{v_k} \{\varepsilon\}^T [\bar{\mathbf{Q}}]^{(k)} \{\varepsilon\} dv \quad (11)$$

其中, N 表示第 N 层单层板。

如主要考虑单层板的平面变形, 则

$$U = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \int_{v_k} \{\varepsilon\}^T [\bar{\mathbf{Q}}]^{(k)} \{\varepsilon\} dv = \frac{1}{2} \int_s \left[\sum_{k=1}^N (z_k - z_{k-1}) \int_{v_k} ((\varepsilon_x^0)^2 \bar{Q}_{11}^{(k)} + (\varepsilon_y^0)^2 \bar{Q}_{22}^{(k)} + (\gamma_{xy}^0)^2 \bar{Q}_{66}^{(k)} + 2\varepsilon_x^0 \varepsilon_y^0 \bar{Q}_{12}^{(k)} + 2\varepsilon_x^0 \gamma_{xy}^0 \bar{Q}_{16}^{(k)} + 2\varepsilon_y^0 \gamma_{xy}^0 \bar{Q}_{26}^{(k)} + (\gamma_{yz}^0)^2 \bar{Q}_{44}^{(k)} + (\gamma_{zx}^0)^2 \bar{Q}_{55}^{(k)} + 2\gamma_{yz}^0 \gamma_{zx}^0 \bar{Q}_{45}^{(k)}) \right] ds \quad (12)$$

式中: ε_x^0 、 ε_y^0 、 γ_{xy}^0 、 γ_{yz}^0 和 γ_{zx}^0 表示平面应变; s 为表面积; z_k 和 z_{k-1} 表示第 k 层板在 z 方向的上下坐标。

若将所有单层板等效为一个均匀的正交各向异性层合板, 且该板与所有单层板的应变能之和相等。假设各向异性板的等效刚度矩阵为 $[\mathbf{D}]$, 其应变能为

$$U = \frac{1}{2} \int_v \{\varepsilon\}^T [\mathbf{D}] \{\varepsilon\} dv = \frac{1}{2} \int_s h ((\varepsilon_x^0)^2 D_{11} + (\varepsilon_y^0)^2 D_{22} + (\gamma_{xy}^0)^2 D_{66} + 2\varepsilon_x^0 \varepsilon_y^0 D_{12} + 2\varepsilon_x^0 \gamma_{xy}^0 D_{16} + 2\varepsilon_y^0 \gamma_{xy}^0 D_{26} + (\gamma_{yz}^0)^2 D_{44} + (\gamma_{zx}^0)^2 D_{55} + 2\gamma_{yz}^0 \gamma_{zx}^0 D_{45}) ds \quad (13)$$

比较式 (12) 和式 (13), 可得

$$D_{ij} = \frac{1}{h} \sum_{k=1}^N (z_k - z_{k-1}) \bar{Q}_{ij}^{(k)} \quad (14)$$

式中, h 表示层合板总厚度。

将 $[\mathbf{D}]$ 求逆可得柔度矩阵, 故层合板的等效弹性模量为

$$E_x = 1/S_{11}, E_y = 1/S_{22}, G_{xy} = 1/S_{66},$$

$$G_{yz} = 1/S_{44}, G_{zx} = 1/S_{55}, \nu_{xy} = -S_{12}/S_{22}$$

式中: E_x 和 E_y 分别为 x 方向和 y 方向上的弹性模量; G_{xy} 、 G_{yz} 和 G_{zx} 分别为 xy 平面内、 yz 平面内和 zx 平面内的剪切模量; S_{11} 和 S_{12} 表示在 x 方向上产生的位移; S_{22} 表示在 y 方向上产生的位移; S_{44} 、 S_{55} 和 S_{66} 分别表示绕 x 轴、绕 y 轴和绕 z 轴产生的转角; ν_{xy} 为泊松比。

2.5.2 求解等效热膨胀系数

CFRP 单层板由纤维和基体组合而成, 按照变形协调条件, 沿纤维方向上, 纤维和基体看成并联; 垂直纤维方向和厚度方向上, 纤维和基体看成串联。根据混合理论, 可得到单层板的 CTE^[20]:

$$\alpha_1 = \alpha_m - \frac{\sigma_{m1}^T}{E_m \Delta T} = \alpha_f + \frac{\sigma_{f1}^T}{E_f \Delta T} = \frac{\alpha_f E_f V_f + \alpha_m E_m V_m}{E_f V_f + E_m V_m} \quad (15)$$

$$\alpha_2=\alpha_3=\alpha_mV_m(1+\nu_m)+\alpha_fV_f(1+\nu_f)-$$
$$(\nu_mV_m+\nu_fV_f)\frac{\alpha_fE_fV_f+\alpha_mE_mV_m}{E_fV_f+E_mV_m}\tag{16}$$

式中： α 为热膨胀系数，下标 1、2、3 分别表示沿纤维方向、垂直纤维方向和厚度方向； ν 为泊松比， E 为弹性模量； V 为体积分数，下标 f 和 m 分别代表纤维和基体； ΔT 为温度变化量。

根据应变在两个坐标系下的转换关系，可推出铺设角为 θ 时单层板在整体坐标系下的应变：

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_x^T\\\varepsilon_y^T\\\gamma_{xy}^T\end{Bmatrix}=S^T\begin{Bmatrix}\varepsilon_1^T\\\varepsilon_2^T\\\gamma_{12}^T\end{Bmatrix}=S^T\begin{Bmatrix}\alpha_1\\\alpha_2\\0\end{Bmatrix}\Delta t=\begin{Bmatrix}\alpha_x\\\alpha_y\\\alpha_{xy}\end{Bmatrix}\Delta t\tag{17}$$

式中： α_x 、 α_y 和 α_{xy} 分别表示单层板在整体坐标系中沿 x 方向、 y 方向和 x - y 平面的热膨胀系数； Δt 为温度变化量； S 为 3 阶坐标转换矩阵，温度变化不引起剪应变，因此 $\gamma_{12}^T=0$ 。

假设层合板中每一层单层板的纤维体积分数相等，对于两层单层板的叠加，将其中一层看作增强体，另一层看作基体，沿着纤维和垂直纤维方向上，增强体和基体看成并联；在高度方向上，增强体和基体看成串联，有

$$\alpha_x^{(12)}=\frac{V^{(1)}E_x^{(1)}\alpha_x^{(1)}+V^{(2)}E_x^{(2)}\alpha_x^{(2)}}{V^{(1)}E_x^{(1)}+V^{(2)}E_x^{(2)}}=\frac{E_x^{(1)}\alpha_x^{(1)}+E_x^{(2)}\alpha_x^{(2)}}{E_x^{(1)}+E_x^{(2)}}$$
$$\alpha_y^{(12)}=\frac{V^{(1)}E_y^{(1)}\alpha_y^{(1)}+V^{(2)}E_y^{(2)}\alpha_y^{(2)}}{V^{(1)}E_y^{(1)}+V^{(2)}E_y^{(2)}}=\frac{E_y^{(1)}\alpha_y^{(1)}+E_y^{(2)}\alpha_y^{(2)}}{E_y^{(1)}+E_y^{(2)}}$$
$$\alpha_z^{(12)}=V^{(1)}\alpha_z^{(1)}(1+\nu_{xy}^{(1)})+V^{(2)}\alpha_z^{(2)}(1+\nu_{xy}^{(2)})-(\nu_{xy}^{(1)}V^{(1)}+\nu_{xy}^{(2)}V^{(2)})\alpha_x^{(12)}=\alpha_z^{(1)}(1+\nu_{xy})-\nu_{xy}\alpha_x^{(12)}\tag{18}$$

对于 N 层单层板的叠加，将前 $N-1$ 层看作增强体，第 N 层看作基体，有

$$\alpha_x^{(1,2,3\cdots N)}=\frac{(N-1)E_x^{(1,2,3\cdots(N-1))}\alpha_x^{(1,2,3\cdots(N-1))}+E_x^{(N)}\alpha_x^{(N)}}{(N-1)E_x^{(1,2,3\cdots(N-1))}+E_x^{(N)}}$$
$$\alpha_y^{(1,2,3\cdots N)}=\frac{(N-1)E_y^{(1,2,3\cdots(N-1))}\alpha_y^{(1,2,3\cdots(N-1))}+E_y^{(N)}\alpha_y^{(N)}}{(N-1)E_y^{(1,2,3\cdots(N-1))}+E_y^{(N)}}$$
$$\alpha_z^{(1,2,3\cdots N)}=\frac{N-1}{N}\alpha_z^{(1,2,3\cdots(N-1))}\left(1+\nu_{xy}^{(1,2,3\cdots(N-1))}\right)+\frac{1}{N}\alpha_z^{(N)}\left(1+\nu_{xy}^{(N)}\right)-\left(\frac{N-1}{N}\nu_{xy}^{(1,2,3\cdots(N-1))}+\frac{1}{N}\nu_{xy}^{(N)}\right)\alpha_x^{(1,2,3\cdots N)}\tag{19}$$

蒙皮铺层方式为 [0, 90, 45, -45]，单层板厚度为 0.125 mm；正方形格栅铺层方式为 [0, 90, 45, -45, 0, 90, 45, -45, 0, 90]，单层板厚度为 0.2 mm，按照等效理论，分别计算出蒙皮和格栅的等效弹性模量和等效 CTE，如表 4。用等效方式计算得到 3 种温度荷载下的 RMS，并与单层板铺层方式作对比，如表 5 所示。

由表 5 可以看到，用层合板等效方式计算得到的 RMS 与用单层板铺层方式计算得到的 RMS 近似相等，其中最大误差是在面外 0~2℃ 温度工况时，为 20.7%；最小误差是在面内 0~100℃ 温度工况时，为 8.2%。由此可见，用等效方式计算得到的 RMS 具有很高的可信度，等效方式也可以作为一种有效的有限元建模策略。与单层板铺层方式相比，用等效方式在赋予材料参数时更方便，而且可以减少网格数目，减少工作量。

3 拓扑优化

为探究不同几何形状的芯子对 RMS 的影响，考虑 4 种拓扑形式，即正方形格栅、三角形格栅^[21]、蜂窝^[22-23]和圆管^[24]，为保证 4 种芯子在总体质量上相等。在一个单胞内，设空隙面积为 A_1 、实体面积为 A_2 ，则单胞面积 $A=A_1+A_2$ ，孔隙度

表 4 蒙皮和格栅的等效材料参数

Table 4 Equivalent material parameters of skin and grille

Structure	Elasticity modulus/GPa		Poisson's ratio	Shear elasticity/GPa			CTE/(10 ⁻⁶ ℃ ⁻¹)		
	E_x	E_y	ν_{xy}	G_{xy}	G_{xz}	G_{yz}	α_x	α_y	α_z
Stressed skin [0,90,45,-45]	48.77	48.77	0.762	13.8	3.3	3.3	-2.9	-2.9	222.6
Grid [0,90,45,-45,0,90,45,-45,0,90]	59.81	59.81	0.708	10.17	3.3	3.3	5.56	38.98	2 400

表 5 单层板铺层方式和层合板等效方式下的 RMS

Table 5 RMS of single layer and laminated board equivalent mode

Structure	Uniform temperature rise of 80℃ RMS/μm	0-100℃ inside the surface RMS/μm	0-2℃ outside the surface RMS/μm
Single ply	90.59	116.3	0.92
Laminate equivalent	82.34	125.81	0.73

$\varnothing = \frac{A_1}{A}$ 。只要保证这 4 种结构形式单胞的孔隙度相同,就可以保证反射面的质量相同。

3.1 拓扑结构

正方形格栅单胞的外边长为 a_1 , 壁厚为 L_1 , 则正方形格栅单胞的孔隙度 $\varnothing_1 = \frac{(a_1 - 2L_1)^2}{a_1^2}$ 。同理, 分别设蜂窝单胞、三角形格栅单胞和圆管单胞的外边长为 a_2 、 a_3 和 R , 壁厚为 L_2 、 L_3 和 L_4 , 则蜂窝单胞的孔隙度 $\varnothing_2 = \frac{\frac{1}{2}\left(a_2 - \frac{2}{\sqrt{3}}L_2\right)^2 \sin 60^\circ}{\frac{1}{2}a_2^2 \sin 60^\circ} = \frac{\left(a_2 - \frac{2}{\sqrt{3}}L_2\right)^2}{a_2^2}$, 三角形格栅单胞的孔隙度 $\varnothing_3 = \frac{\frac{1}{2}\left(a_3 - 2\sqrt{3}L_3\right)^2 \sin 60^\circ}{\frac{1}{2}a_3^2 \sin 60^\circ} = \frac{\left(a_3 - 2\sqrt{3}L_3\right)^2}{a_3^2}$ 和圆管单胞的孔隙度 $\varnothing_4 = \frac{\frac{1}{2}a_3^2 \sin 60^\circ - \left[\pi R^2 - \pi(R - L_4)^2\right]}{4R^2} = \frac{4R^2 - \pi(2RL_4 - L_4^2)}{4R^2}$ 。其中, $a_1 = 30\text{ mm}$, $L_1 = 1\text{ mm}$, 取 $L_4 = L_3 = L_2 = L_1 = 1\text{ mm}$, 经计算 $a_2 = 17.32\text{ mm}$, $a_3 = 51.96\text{ mm}$, $R = 11.66\text{ mm}$, 拓扑结构单胞如图 6。

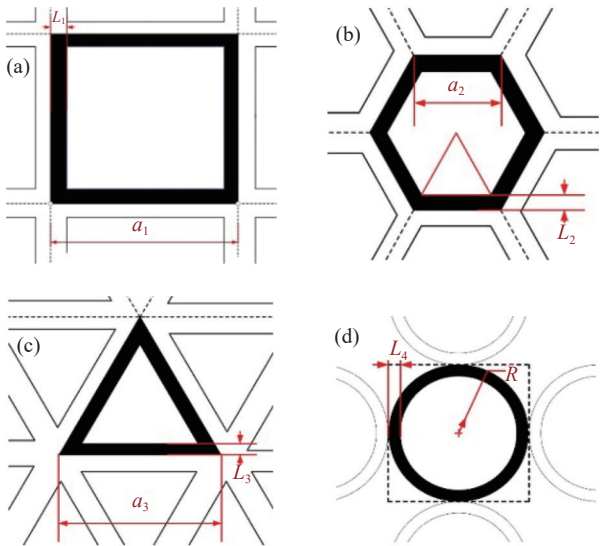
3.2 4 种拓扑结构下的 RMS

在 4 种结构反射面总质量相同的前提下, 计算得到各自的 RMS, 如表 6 所示。
由表 6 可以看到: (1) 同种结构不同温度荷载时, 面内 0~100℃ 时 RMS 最大, 面外 0~2℃ 时 RMS 最小; (2) 不同结构同种温度荷载时, 正方形格栅结构的 RMS 最小, 圆管结构的 RMS 最大。故在总质量相等的前提下, 正方形格栅为最优的结构形式。

4 几何参数优化

4.1 几何优化

改变正方形格栅单胞外边长 a_1 观察反射面 RMS 的变化情况, 显然, RMS 随着 a_1 的增大而增大, 但 a_1 不能无限大, 故引入等效密度(材料密度×(1-孔隙度)), 计算得到 RMS 和等效密度随 a_1 的



a_1, a_2, a_3 and R are the outer lengths of square grid cells, honeycomb cells, triangular grid cells and circular tubular cells, respectively; L_1, L_2, L_3, L_4 are the wall thickness of square grid cells, honeycomb cells, triangular grid cells and circular tubular cells, respectively

图 6 4 种拓扑结构: (a) 正方形格栅单胞; (b) 蜂窝单胞; (c) 三角形格栅单胞; (d) 圆管单胞

Fig. 6 Four topological structures: (a) Square grid cell; (b) Honeycomb monocytes; (c) Triangular grid cell; (d) Cylindrids

表 6 4 种拓扑结构下的 RMS
Table 6 RMS in four topologies

Load structural style	Temperature rise 80℃ RMS/ μm	0-100℃ inside the surface RMS/ μm	0-2℃ outside the surface RMS/ μm
Square grating	90.59	116.3	0.92
Honeycomb	108	148.5	1.18
Triangular grating	103.5	128.3	1.04
Circular tube	116.8	176.7	1.32

关系, 如表 7 所示。

由表 7 可以看到, 随着 a_1 的增大, 3 种温度荷载下 RMS 均增大, 等效密度均减小, 以 a_1 为横坐标, 温升 80℃ 的 RMS 和等效密度为纵坐标, 如图 7 所示。RMS 与等效密度的交点横坐标认为是最优的 a_1 , a_1 最优取 28 mm。

4.2 参数优化

考虑反射面的质量限制, 蒙皮厚度增大至

表 7 a_1 与 RMS 和等效密度的关系

Table 7 Relation of a_1 to RMS and equivalent density

a_1/mm	Temperature rise 80℃ RMS/ μm	0-100℃ inside the surface RMS/ μm	0-2℃ outside the surface RMS/ μm	Equivalent density/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
20	66.7	92.2	0.4	1 700×0.19=323
25	74.6	100.4	0.63	1 700×0.15=255
30	90.59	116.3	0.92	1 700×0.13=221
40	103.1	125.9	1.13	1 700×0.10=170

Note: a_1 — Square grille cell outer length.

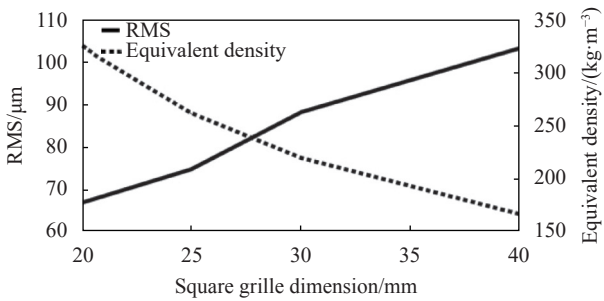


图 7 a_1 与 RMS 和等效密度
Fig. 7 a_1 to RMS and equivalent density

2 mm，正方形格栅芯子高度增大至 65 mm。探究蒙皮和格栅铺层方式、胶层厚度对 RMS 的影响，蒙皮、格栅单层板厚度均为 0.2 mm，铺 10 层，

做出以下两因素五水平的正交实验^[25]，如表 8 所示。

正交实验结果如表 9 所示，其中 K_1 、 K_2 、 K_3 、 K_4 和 K_5 分别代表各因素处于各水平时 RMS 的均值， R 表示各因素的极差。

由表 9 可知，蒙皮铺层方式为 $[(0, 90)_5]$ ，格栅铺层方式为 $[0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45]$ 时，反射面的 RMS 最小，为最优的铺层方式。根据极差结果，各因素对 RMS 的影响程度排序为格栅铺层方式>蒙皮铺层方式。

为研究胶层厚度对反射面 RMS 的影响，改变胶层厚度，得到实验结果，如表 10。

由表 10 可以看到，随着胶层厚度的增大，

表 8 正交实验因素水平

Table 8 Orthogonal experimental factor levels

Factor	Skin laying method	Grid laying method
Level 1	$[(0, 90)_5]$	$[(0, 90)_5]$
Level 2	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$
Level 3	$[(\pm 45)_5]$	$[(\pm 45)_5]$
Level 4	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$
Level 5	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$

表 9 正交实验结果

Table 9 Orthogonal experiment results

Serial number	Skin laying method	Grid laying method	RMS/μm
1	$[(0, 90)_5]$	$[(0, 90)_5]$	36.4
2	$[(0, 90)_5]$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	30.8
3	$[(0, 90)_5]$	$[(\pm 45)_5]$	68.6
4	$[(0, 90)_5]$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	68.8
5	$[(0, 90)_5]$	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	27.4
6	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$[(0, 90)_5]$	40
7	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	34.1
8	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$[(\pm 45)_5]$	71.5
9	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	71.6
10	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	29.9
11	$[(\pm 45)_5]$	$[(0, 90)_5]$	40.4
12	$[(\pm 45)_5]$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	36.8
13	$[(\pm 45)_5]$	$[(\pm 45)_5]$	74.4
14	$[(\pm 45)_5]$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	93.9
15	$[(\pm 45)_5]$	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	36.9
16	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$[(0, 90)_5]$	39.6
17	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	36.1
18	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$[(\pm 45)_5]$	73.6
19	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	73.1
20	$[(45, -45, 45, -45, 45)_s]$	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	36.2
21	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	$[(0, 90)_5]$	38.9
22	$\left[\begin{array}{c} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{array}\right]$	$(0, 90, 0, 90, 0)_s$	33.4

续表 9

Serial number	Skin laying method	Grid laying method	RMS/ μm
23	$\left[\begin{pmatrix} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{pmatrix}\right]$	$[(\pm 45)_5]$	69.7
24	$\left[\begin{pmatrix} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{pmatrix}\right]$	$[(45, -45, 45, -45, 45)_8]$	69.8
25	$\left[\begin{pmatrix} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{pmatrix}\right]$	$\left[\begin{pmatrix} 0, 45, 90, -45, 0, \\ 45, 90, -45, 0, 45 \end{pmatrix}\right]$	29.3
K_1	46.4	39.06	-
K_2	49.42	34.24	-
K_3	56.48	71.56	-
K_4	51.72	75.44	-
K_5	48.22	31.88	-
R	10.08	43.56	-

Notes: $K_i(i = 1, 2, 3, 4, 5)$ represents the mean of the RMS when the factors are at each level; R represents the range of the factors.

表 10 胶层厚度与 RMS 的关系

Table 10 Relation between adhesive layer thickness and RMS

Bondline thickness/mm	Temperature rise 80℃ RMS/ μm
0.1	27.4
0.2	28.2
0.3	29.4
0.4	30.4
0.5	31.4

RMS 也增大，这是由于胶层的弹性模量较小、CTE 较大导致反射面的热变形较大。为保证正方形格栅和蒙皮之间有良好的粘接性能，胶层不能太薄，结合胶的胶接性能、实际荷载和使用情况，选用 0.1~0.3 mm 较合理，这里胶层厚度取 0.1 mm。

为探究不同复合材料对 RMS 的影响，现选取 M55 J 平纹布/氰酸酯复合材料和 T300 碳纤维/氰酸酯复合材料作为 M55 J 型碳纤维的对照，两种复合材料性能参数如表 11^[26]。在温升 80℃ 荷载下，计算得到反射面的 RMS，如表 12。

由表 12 可以看到采用 M55 J 型碳纤维反射面的 RMS 最大，采用 M55 J 平纹布/氰酸酯复合材料反射面的 RMS 最小。故 CTE 和弹性模量对 RMS 都有影响，但 CTE 的影响更大。

表 11 M55 J 平纹布/氰酸酯和 T300 碳纤维/氰酸酯复合材料单层板性能参数

Table 11 Performance parameters of M55 J plain cloth/cyanate and T300 carbon fiber/cyanate composite monolayers

Material	Elasticity modulus/GPa		Poisson's ratio	Shear elasticity/GPa			CTE/($10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$)		
	E_1	E_2	ν	G_{12}	G_{13}	G_{23}	α_1	α_2	α_3
M55 J	113.6	113.6	0.11	8	4	4	0.14	0.14	30
T300	60	60	0.13	8.41	4	4	0.14	0.14	30

表 12 不同复合材料下的 RMS

Table 12 RMS under different composite materials

	M55 J type carbon fiber	M55 J plain cloth/Cyanate ester	T300 carbon fiber/Cyanate
RMS/ μm	27.4	0.2	0.8

5 置信度分析

针对正方形栅格反射面在 3 种温度荷载下获得的最小热变形参数分析结果，用 Isight 做蒙特卡洛模拟^[27]，采用描述抽样，样本数取 100。将设计参数赋值为符合正态分布的概率函数，设计参数为胶的弹性模量、胶的 CTE、CFRP 单层板的弹性模量和 CTE、胶层厚度，各个设计变量的均值和标准差采用默认值。计算完成后，得到 RMS 的概率密度函数分布图，如图 8(a) 所示，各个设计参数的贡献率 Pareto 图，如图 8(b) 所示。

由图 8 可得 RMS 的均值为 0.2 μm ，RMS 在 0.15~0.25 μm 的范围内近似服从正态分布。单层板和胶层的 CTE 对 RMS 的百分比贡献率较大且为正效应，故在设计反射面时使用低 CTE 材料可以有效降低 RMS。

6 结论

设计了一种大口径碳纤维复合材料正方形格栅反射面，确定了预测反射面热变形的数值模拟方法，比较了 3 种温度荷载下反射面的型面热变形均方根 (RMS)，主要结论如下：

(1) 蒙皮和格栅除了可以采用单层板铺层的有

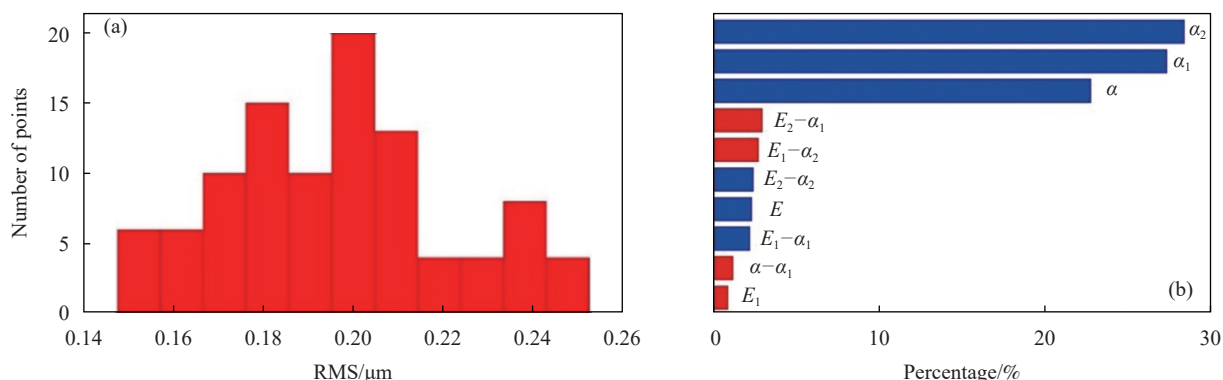


图8 蒙特卡洛模拟: (a) RMS 的概率密度函数分布图; (b) 各个设计参数的贡献率 Pareto 图

Fig. 8 Monte Carlo simulation: (a) RMS probability density function distribution; (b) Pareto diagram of contribution rate of each design parameter

限元建模方式外, 还提出了一种新的有限元建模方式—层合板等效, 可以大大降低有限元网格和节点数目。在3种温度荷载下, 对两种有限元建模方式的数值结果进行比较, 发现误差在8.2%~20.7%之间; 表明层合板等效有限元建模方式的可行性;

(2) 对正方形格栅反射面芯子做拓扑优化, 以RMS为指标, 与蜂窝芯子、三角形格栅芯子和圆管芯子反射面进行比较, 确定了正方形格栅反射面芯子为最优的结构形式;

(3) 研究了格栅单胞外边长、蒙皮的铺层方式、格栅的铺层方式和胶层厚度对RMS的影响程度, 发现格栅铺层方式对RMS的影响要大于蒙皮铺层方式, 并选出最优的结构形式, 反射面在最优的结构形式下温升80℃时RMS仅为0.2 μm ;

(4) 将设计参数赋值符合为正态分布的概率函数, 最后得到RMS的概率密度分布近似为正态分布, 找到了影响RMS的关键指标参数, 碳纤维复合材料和胶层的热膨胀系数对RMS的影响较大。因此在设计和制造反射面时优选热膨胀系数较低的材料。

影响反射面热变形的因素有很多, 本文对反射面只进行了稳态分析, 并未进行瞬态分析, 这是现在工作存在的不足, 未来需要进一步研究瞬态热变形规律。

参考文献:

[1] 陈传志, 董家宇, 陈金宝, 等. 空间大型星载抛物面天线研究进展[J]. 航空学报, 2021, 42(1): 133-153.
CHEN Chuazhi, DONG Jiayu, CHEN Jinbao, et al. Research progress of large space-borne parabolic antennas[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(1): 133-153(in Chinese).

[2] 张尉博, 张琦, 徐宏涛, 等. 高稳定碳纤维格栅夹层反射器结构设计及型面热变形优化[J]. 复合材料科学与工程, 2020(5): 40-46.
ZHANG Yubo, ZHANG Qi, XU Hongtao, et al. Structural design and thermal deformation optimization of high-stability carbon fiber sandwich reflector[J]. Composite Materials Science and Engineering, 2020(5): 40-46(in Chinese).

[3] XU L, XIE Y, WANG Y, et al. Ultra-thin carbon fiber mirrors: Nickel plated, optical fabrication and thermal deformation test[J]. *Optik*, 2019, 176: 85-92.

[4] KENDREW S, DOEL P, BROOKS D, et al. Carbon fibre composite deformable mirrors: Developments at UCL[J]. *SPIE*, 2006, 6272: 905-915.

[5] UTSUNOMIYA S, KAMIYA T, SHIMIZU R. Development of CFRP mirrors for low-temperature application of satellite telescopes[J]. *SPIE*, 2012, 8450: 916-922.

[6] STEEVES J, JACKSON K, PELLEGRINO S, et al. Multilayer active shell mirrors for space telescopes[J]. *SPIE*, 2016, 9912: 554-568.

[7] WEI J, ZHANG C, QIX, et al. Ultra-high-precision reflectors—design concepts, structural optimization and zero-expansion composites[J]. *International Journal of Computational Materials Science and Engineering*, 2018, 7: 423-430.

[8] 周星驰, 周徐斌, 杜冬, 等. 碳纤维复合材料天线反射面低变形优化设计[J]. 航天器工程, 2018, 27(1): 83-88.
ZHOU Xingchi, ZHOU Xubin, DU Dong, et al. Low deformation optimization design of carbon fiber composite antenna reflector[J]. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(1): 83-88(in Chinese).

[9] 张弘弛, 梁旭豪, 钟业盛, 等. 复合材料格栅反射器结构热变形及精度分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(11): 35-39.
ZHANG Hongchi, LIANG Xuhao, ZHONG Yesheng, et al. Thermal deformation and precision analysis of composite grating reflector[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2019, 51(11): 35-39(in Chinese).

[10] UTSUNOMIYA S, KAMIYA T, SHIMIZU R. CFRP composite mirrors for space telescopes and their micro-dimensional

- stability[J]. SPIE, 2010, 7739: 962-968.
- [11] 李岩咏, 韦娟芳, 江文剑. 星载高精度反射器工程模型在轨热变形分析及结构优化 [J]. 应用数学和力学, 2018(39): 657-664.
LI Yanyong, WEI Juanfang, JIANG Wenjian. In-orbit thermal deformation analysis and structural optimization of spaceborne high-precision reflector engineering model[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2018(39): 657-664(in Chinese).
- [12] 王树宏, 庄纯, 史耀辉, 等. 太阳翼蜂窝夹层结构上蒙皮热变形的影响因素 [J]. 理化检验-物理分册, 2022, 58(11): 1-5.
WANG Shuhong, ZHUANG Chun, SHI Yaohui, et al. Influence factors of thermal deformation on solar wing honeycomb sandwich structure[J]. Physical and Chemical Examination-Physics Branch, 2022, 58(11): 1-5(in Chinese).
- [13] 邢思远, 刘洪新, 彭志刚, 等. 高精度复合材料天线反射器结构与热变形仿真优化分析 [J]. 玻璃钢/复合材料, 2018(8): 66-73.
XING Siyuan, LIU Hongxin, PENG Zhigang, et al. Simulation and optimization analysis of structure and thermal deformation of high-precision composite antenna reflector[J]. Glass Fiber Reinforced Plastic/Composite, 2018(8): 66-73(in Chinese).
- [14] 姚科, 杨军, 韦娟芳. 星载固定反射天线热变形分析 [J]. 低温建筑技术, 2016, 38(2): 67-69.
YAO Ke, YANG Jun, WEI Juanfang. Thermal deformation analysis of satellite-based solid surface reflector antenna[J]. Cryogenic Building Technology, 2016, 38(2): 67-69(in Chinese).
- [15] 王从思, 段宝岩. 反射面天线机电场耦合关系式及其应用 [J]. 电子学报, 2011, 39(6): 1431-1435.
WANG Congsi, DUAN Baoyan. Electromechanical field coupling relation of reflector antenna and its application[J]. Acta Electronica Sinica, 2011, 39(6): 1431-1435(in Chinese).
- [16] 王猛. 面向机电耦合的微波天线随机与系统误差的分析与综合 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2016.
WANG Meng. Analysis and synthesis of random and systematic errors of microwave antennas for electromechanical coupling[D]. Xi'an: Xidian University, 2016(in Chinese).
- [17] 孙华东, 林玉祥. 复合材料迭层板等效模量的计算分析 [J]. 太原机械学院学报, 1993(2): 113-119.
SUN Huadong, LIN Yuxiang. Calculation and analysis of equivalent modulus of composite laminates[J]. Journal of Taiyuan Institute of Machinery, 1993(2): 113-119(in Chinese).
- [18] 朱立平, 姜鹏飞, 武广哲, 等. 2.5D 机织复合材料等效热膨胀系数参数化研究 [J]. 玻璃纤维, 2021(6): 8-10.
ZHU Liping, JIANG Pengfei, WU Guangzhe, et al. Parameterization of equivalent thermal expansion coefficient of 2.5D woven composites[J]. Fiberglass, 2021(6): 8-10(in Chinese).
- [19] 吴欣歌, 何智海, 赵思宇, 等. 可调热膨胀系数的复合材料层合结构预测与设计 [J]. 应用力学学报, 2023, 40(3): 636-642.
WU Xinge, HE Zhihai, ZHAO Siyu, et al. Prediction and design of composite lamination structures with adjustable thermal expansion coefficient[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2023, 40(3): 636-642(in Chinese).
- [20] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学 (第 2 版)[M]. 北京: 清华大学出版社, 2013: 233-234.
SHEN Guanlin, HU Gengkai, LIU Bin. Mechanics of composite materials (2nd edition) [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 233-234(in Chinese).
- [21] REZNIK S V, PROSUNTISOV P V, AZAROV A V. Substantiation of the structural-layout scheme of the mirror-space-antenna reflector with a high shape stability and a low density per unit length[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2015, 88: 699-705.
- [22] BOUDJEMAI A, AMRI R, MANKOUR A, et al. Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design [J]. Materials & Design, 2012, 35: 266-275.
- [23] STOCCHI A, COLABELLA L, CISILINO A, et al. Manufacturing and testing of a sandwich panel honeycomb core reinforced with natural-fiber fabrics[J]. Materials & Design, 2014, 55: 394-403.
- [24] 吴楠, 郝旭峰, 史耀辉, 等. 高精度碳纤维增强树脂复合材料夹层天线面板热变形影响参数仿真与实验 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(7): 1619-1628.
WU Nan, HAO Xufeng, SHI Yaohui, et al. Simulation and experiment on thermal deformation parameters of high precision carbon fiber reinforced resin composite sandwich antenna panel[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2019, 37(7): 1619-1628(in Chinese).
- [25] 陈志华, 关富玲. 星载抛物面天线热变形敏感性分析 [J]. 工程设计学报, 2010, 17(4): 263-267.
CHEN Zhihua, GUAN Fuling. Thermal deformation sensitivity analysis of spaceborne parabolic antenna[J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2010, 17(4): 263-267(in Chinese).
- [26] 周涛, 叶周军, 史耀辉, 等. 星载蜂窝夹层结构固定面天线反射器的热变形 [J]. 复合材料学报, 2018, 35(8): 2065-2073.
ZHOU Tao, YE Zhoujun, SHI Yaohui, et al. Thermal deformation of solid-surface antenna reflector with honeycomb sandwich structure on satellite[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2018, 35(8): 2065-2073(in Chinese).
- [27] 王丽. 星载抛物面天线在轨热—结构耦合分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
WANG Li. In-orbit thermal and structural coupling analysis of spaceborne parabolic antenna[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012(in Chinese).