

蜂窝夹层结构抛物面天线型面精度仿真分析

张弘弛¹, 梁旭豪², 王晓蕾², 田 杰², 史丽萍¹

(1. 哈尔滨工业大学 特种环境复合材料技术国家级重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150080;

2. 上海复合材料科技有限公司, 上海 201112)

摘 要: 星载抛物面天线在绕地球工作时会产生较大的热变形。为了获得在近地服役环境下全尺寸反射器型面精度模拟的工程方法, 采用 ABAQUS 有限元和最小二乘法, 对口径 1.2 m 的小尺寸蜂窝夹层结构天线进行热变形和均方根(RMS)值计算, 对热膨胀系数、蜂窝高度和蒙皮铺层数量等因素进行分析。结果表明: 蜂窝高度方向的热膨胀系数是影响 RMS 值的最主要因素。当蜂窝高度为 65 mm, 上、下蒙皮铺层数量为 12 层时, 型面精度 RMS 值满足设计要求。最后基于实际装配条件计算全尺寸反射器在 $-80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的热变形, 发现紧固件和预埋件可以有效减小工作面热变形, 并且得到全尺寸反射器 RMS 值为 $40.45\text{ }\mu\text{m}$ 。该研究结果可为星载固面蜂窝夹层结构反射面天线结构的设计提供依据。

关键词: 蜂窝夹层结构; 星载抛物面天线; 热变形; 型面精度; 影响因素分析

中图分类号: V 414.6

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2020.01.015

Simulation Analysis on the Profile Accuracy of Parabolic Antenna with Honeycomb Sandwich Structure

ZHANG Hongchi¹, LIANG Xuhao², WANG Xiaolei², TIAN Jie², SHI Liping¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin

Institute of Technology, Harbin 150080, Heilongjiang, China;

2. Shanghai Composite Materials Technology Co., Ltd., Shanghai 201112, China)

Abstract: Satellite-borne parabolic antenna will generate large thermal deformation when it works around the earth. In order to obtain an engineering method for the profile accuracy simulation of full-size reflectors in a near-ground service environment, the ABAQUS finite element method and the least square method are used to calculate the thermal deformation and root mean square (RMS) values of the small-sized honeycomb sandwich antenna with a diameter of 1.2 m and analyze the factors such as the thermal expansion coefficient (TEC), the honeycomb height, and the number of skin layers. The results show that the TEC in the honeycomb height direction is the most important factor affecting the RMS values. When the honeycomb height is 65 mm and the number of the skin layers is 12, the RMS value of the profile accuracy fulfills the design requirements. Finally, the thermal deformations of the full-size reflector at the temperatures from $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ are calculated based on the actual assembly conditions. It is found that the fasteners and embedded parts can effectively reduce the thermal deformations of the working plane, and the RMS value of the full-size reflector is $40.45\text{ }\mu\text{m}$. The research results can provide a basis for the design of the antenna structure of the rigid reflector with satellite-borne honeycomb sandwich structure.

Key words: honeycomb sandwich structure; satellite-borne parabolic antenna; thermal deformation; profile accuracy; analysis of the affecting factors

收稿日期: 2018-09-13; 修回日期: 2018-10-17

基金项目: 上海航天科技创新基金资助项目(SAST2016118)

作者简介: 张弘弛(1993—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为碳纤维复合材料、反射器热变形控制。

通信作者: 史丽萍(1976—), 女, 博士后, 教授, 主要研究方向为碳纤维复合材料结构设计与应用。

0 引言

基于地球静止轨道气象卫星的运行状态和特点,其向阳面和背阳面均固定,每天有 6 h 接受太阳辐射,其余时间经受太空冷辐射,所以会产生一温差较大的周期性温度场^[1]。对于星载天线反射器来说,热载荷是作用于反射器的最主要载荷,温度梯度在 $-150\sim 200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间,所以需要天线结构不可以随温度的变化出现较大的变形^[2-3],否则会导致天线信号失真,甚至无法接收或发送正确信息。因此,精确计算天线型面热变形以及分析热变形的影响因素非常重要。

近年来,以碳纤维复合材料作为蒙皮、铝蜂窝作为芯子的夹层结构以其优越的性能逐渐成为星载天线的主流结构^[4-6],这是因为碳纤维复合材料属于半导体材料,能够靠自身完成电磁波的接收和反射。另外,碳纤维/铝蜂窝夹层结构除了具有密度小、成型简单、比强度高、耐疲劳等优点外,还具有非常良好的抵抗热变形能力,这就为高精度反射器的发展提供了更具前景的技术途径^[7]。

国内外学者针对星载固面蜂窝夹层结构反射器的热变形开展了一些研究:方宝东等^[8-9]通过 MSC.PATRAN 对蜂窝夹层结构进行热变形分析,

得到反射器热变形受单向板性能参数和实际温度工况影响较大的结论;姚科等^[10]利用 ANSYS 对同步卫星反射器进行热变形分析,得出胶膜厚度越小,热变形越小的结论,同时得到最适合的胶膜厚度;Doyle 等^[11]计算了温度梯度对反射器性能的影响,温度梯度会导致天线不同结构的收缩或膨胀,从而产生变形误差。目前,对于星载固面反射器热变形的研究大多是宏观尺寸较小且不考虑反射器表面预埋件的理想情况,本文针对碳纤维蒙皮铝蜂窝夹层结构的热变形和型面精度均方根(RMS)值计算,同时考虑了宏观尺寸以及表面预埋件对全尺寸反射器型面精度 RMS 值的影响,为全尺寸反射器的实际成型提供依据。

1 反射器组分材料属性

1.1 蒙皮材料及属性

反射器蒙皮采用 M55 碳纤维层合材料,在本反射器的服役温度 $-80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的范围内,M55 碳纤维层合板的力学性能和热膨胀系数(TEC)会随温度的升高而不断变化,M55 碳纤维层合板在此服役温度下的材料属性见表 1。

表 1 M55 碳纤维层合板材料参数
Tab.1 Material parameters of M55 carbon fiber laminate

M55	$-80\text{ }^{\circ}\text{C}$	$-30\text{ }^{\circ}\text{C}$	$20\text{ }^{\circ}\text{C}$	$70\text{ }^{\circ}\text{C}$	$120\text{ }^{\circ}\text{C}$
E_1/GPa	138.37	143.21	150.48	157.75	162.60
E_2/GPa	138.37	143.21	150.48	157.75	162.60
μ_{12}	0.11	0.11	0.11	0.11	0.11
G_{12}/GPa	9.91	9.10	7.94	8.04	8.11
G_{13}/GPa	3.83	3.90	3.97	4.03	4.10
G_{23}/GPa	3.83	3.90	3.97	4.30	4.10
X 方向 $\text{TEC}/^{\circ}\text{C}^{-1}$	1.870×10^{-9}	1.780×10^{-8}	1.024×10^{-7}	2.569×10^{-7}	3.906×10^{-7}
Y 方向 $\text{TEC}/^{\circ}\text{C}^{-1}$	1.870×10^{-9}	1.648×10^{-8}	8.010×10^{-8}	2.671×10^{-7}	4.330×10^{-7}
Z 方向 $\text{TEC}/^{\circ}\text{C}^{-1}$	4.392×10^{-5}	4.502×10^{-5}	4.638×10^{-5}	4.877×10^{-5}	5.005×10^{-5}

1.2 蜂窝结构等效属性

蜂窝芯材采用 5A02 铝合金,是航空航天领域常用的一种硬铝,蜂窝结构为正六边形蜂窝($4\times 0.03\text{ mm}$),正六边形蜂窝成型简单,用料省,结构效率最高。因蜂窝在实际成型过程中,会在长度方向产生双壁厚,因此对于各向同性的蜂窝芯材,根据

富明慧公式^[12-14]将正六边形的蜂窝结构等效成一块正交各向异性的实体结构,具体等效公式如下:

$$\begin{aligned} E_{cx} &= \frac{4}{\sqrt{3}} E \left(1 - 3 \frac{t^2}{l^2} \right) \cdot \frac{t^3}{l^3} \\ E_{cy} &= \frac{4}{\sqrt{3}} E \left(1 - \frac{5}{3} \frac{t^2}{l^2} \right) \cdot \frac{t^3}{l^3} \end{aligned} \quad (1)$$

$$E_{cz} = \frac{8}{9} \sqrt{3} E \cdot \frac{t}{l}$$

$$G_{xy} = \frac{4}{5} \sqrt{3} E \left(1 - \frac{12}{5} \frac{t^2}{l^2} \right) \cdot \frac{t^3}{l^3} \quad (2)$$

$$G_{xz} = \frac{\sqrt{3}}{3} G \left(\frac{t}{l} \right)$$

$$G_{yz} = \frac{\sqrt{3}}{2} G \left(\frac{t}{l} \right) \quad (3)$$

式中: E 为蜂窝芯材的弹性模量; G 为蜂窝芯材的剪切模量; t 为蜂窝胞元壁厚; l 为蜂窝胞元边长。

经过计算得到正六边形双壁厚蜂窝等效弹性参数见表 2。

表 2 蜂窝芯子等效弹性参数

Tab.2 Equivalent elastic parameter of the honeycomb core

参数	数值
E_1/MPa	0.067 5
E_2/MPa	0.067 5
E_3/MPa	800.2
μ_{12}	0.33
G_{12}/MPa	0.040 5
G_{13}/MPa	112.15
G_{23}/MPa	168.225
$\text{TEC}/^\circ\text{C}^{-1}$	23×10^{-6}

2 小尺寸反射器热变形分析

2.1 热变形计算

本文所研究的抛物面天线焦距为 2 000 mm, 由许多瓜片构成, 并且各个瓜片之间并无连接, 所以小尺寸反射器有限元模型的建立只需选取其中一片, 采用 ABAQUS 有限元软件进行建模, 分别是上、下蒙皮和蜂窝芯, 蒙皮采用复合的连续壳单元, 单元类型为 SC8R, 芯子采用均质的实体单元, 单元类型为 C3D8R。上蒙皮的下表面与蜂窝芯层的上表面采用 tie 约束, 下蒙皮的上表面与蜂窝芯层的下表面也采用 tie 约束, 从而协调整个天线反射器的变形。有限元模型如图 1 所示。

在天线反射器工作面的对称线上施加关于 X 轴的对称位移约束, 同时在反射器对称线顶点处施加固定约束。载荷为 $-80 \sim 120^\circ\text{C}$, 施加在整个反射器上。载荷及边界条件如图 2 所示。经过 ABAQUS 热变形计算得到抛物面反射器工作面变形云图如图 3 所示。

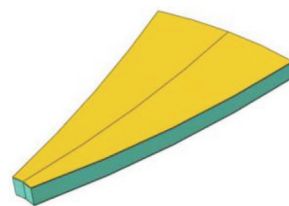


图 1 有限元模型

Fig.1 Finite element model

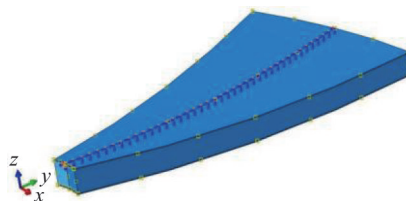


图 2 边界约束及温度载荷

Fig.2 Boundary constraints and temperature loads

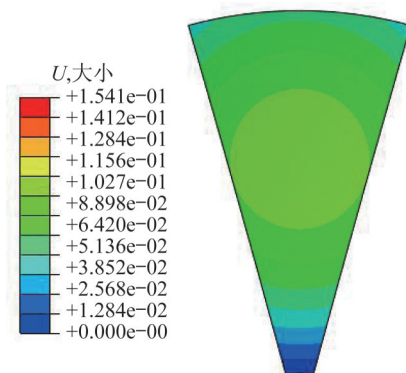


图 3 反射器工作面热变形云图

Fig.3 Thermal deformation contours of the reflector working plane

2.2 型面精度 RMS 值拟合

在计算出反射器工作面热变形之后, 需要利用 RMS 值来表征反射器的热变形, 即型面精度。目前求解型面精度 RMS 值的方法有很多^[15-20], 其中应用最广泛、求解最准确的便是最小二乘拟合方法。利用 ABAQUS 后处理功能提取出反射器工作表面所有结点的变形前后坐标, 利用最小二乘法, 获得抛物面型面变形的 6 个拟合参数, 分别为 3 个方向的位移变化量 Δx 、 Δy 、 Δz , X、Y 轴转角变化量 $\Delta \varphi$ 、 $\Delta \psi$, 抛物面焦距变化量 Δf , 从而得出最佳拟合抛物面方程, 再计算型面变形的 RMS 值:

$$\epsilon = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left[(x_i - x_i^*)^2 + (y_i - y_i^*)^2 + (z_i - z_i^*)^2 \right]} \quad (4)$$

式中: x_i 、 y_i 、 z_i 为上表面各个结点变形后的坐标; x_i^* 、

y_i^* 、 z_i^* 为结点在最佳拟合抛物面上的投影坐标。

2.3 RMS 值影响因素分析

本文主要分析 3 种反射器工作面型面精度的影响因素,分别是蜂窝芯材的热膨胀系数,蜂窝高度以及上、下蒙皮铺层数量。利用最小二乘拟合方法得到 3 种因素对反射器 RMS 值的影响,如图 4~图 6 所示。

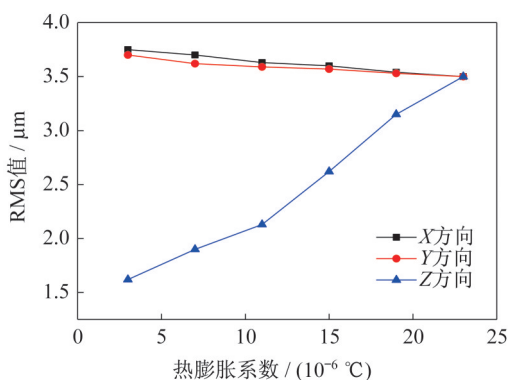


图 4 热膨胀系数对 RMS 值的影响

Fig.4 Effects of the TEC on the RMS values

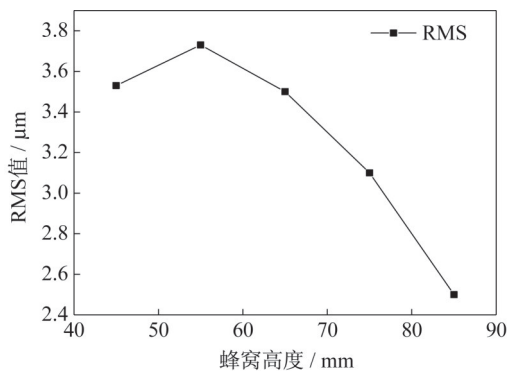


图 5 蜂窝高度对 RMS 值的影响

Fig.5 Effects of the honeycomb height on the RMS values

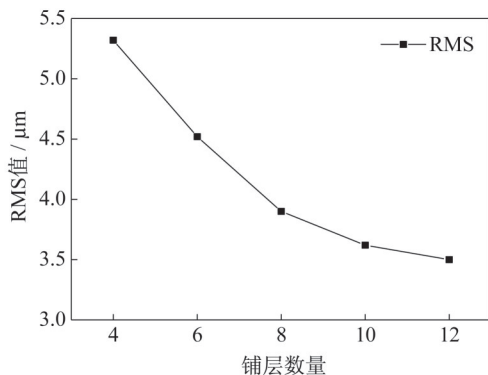


图 6 铺层数量对 RMS 值的影响

Fig.6 Effects of the layer number on the RMS values

由图 4 可知:蜂窝 Z 方向即高度方向的热膨胀系数为影响型面精度 RMS 值的主要因素,蒙皮铺层数量的影响次之,而蜂窝 X 方向、Y 方向的热膨胀系数和蜂窝高度对 RMS 值的影响很小。鉴于小尺寸反射器的反射波长为 0.12 mm,所以反射器设计时的 RMS 值为 $(3.50 \pm 0.2) \mu\text{m}$ 。由图 5 可知:蜂窝高度尺寸取为 65 mm。由图 6 可知:蒙皮铺层数量取为 12 层。

2.4 RMS 值实测和拟合

小尺寸反射器 RMS 值实验测试采用非接触式三维近景摄影测量法,实验测试时反射器工作面朝上,自由放置于地面不动,上、下蒙皮采用 M55 碳纤维层合板,蜂窝材料采用 5A02 铝合金,温度载荷为 $-80 \sim 120^\circ\text{C}$ 。反射器工作面热变形方差即 RMS 值实验测试云图如图 7 所示。经过 ABAQUS 有限元仿真得到的 RMS 值云图如图 8 所示。

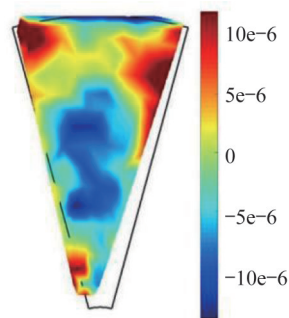


图 7 RMS 值实测云图

Fig.7 Contours of the measured RMS values

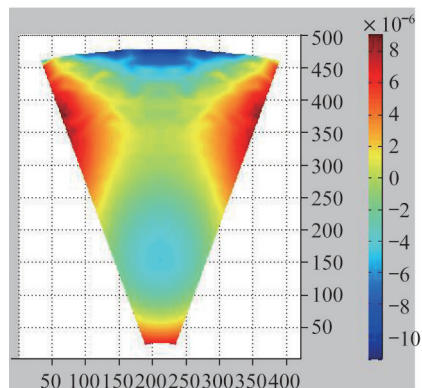


图 8 RMS 值拟合云图

Fig.8 Contours of the fitting RMS values

经过最小二乘拟合方法得到,实验测试小尺寸反射器工作面 RMS 值为 $3.36 \mu\text{m}$,ABAQUS 有限

元仿真的 RMS 值为 $3.50\ \mu\text{m}$,两者相差仅为 4.1% ,且均在反射器设计值的容许范围内,所以可以验证反射器热变形计算和型面精度拟合方法的正确性,并能通过 ABAQUS 仿真方法来计算全尺寸反射器热变形和型面精度。

3 全尺寸反射器热变形分析

在反射器实际成型过程中,其表面会分布许多预埋件和紧固件用以固定反射器,这些约束会使反射器表面产生一定的变形。因此,实际的反射器变形分为两部分:一部分是反射器在温度载荷作用下产生的热变形;另一部分就是预埋件和紧固件作用产生的变形,并且两者耦合作用,导致整个大尺寸反射器的热变形难以预测。本节基于实际装配情况建立全尺寸反射器有限元模型,分为上和下蒙皮、蜂窝芯子、埋块、紧固件。埋块采用 T700/氰酸酯,紧固件采用热膨胀系数较小的殷钢,预埋件和紧固件的材料属性以及全尺寸反射器组分结构的模型如图 9 所示,参数见表 3 和表 4。

表 3 T700/氰酸酯材料参数

Tab.3 Material parameters of T700/cyanate

参数	数值
E_1/GPa	130
E_2/GPa	10
G_{12}/GPa	4.2
μ	0.27
X 方向 $\text{TEC}/^\circ\text{C}^{-1}$	0.5×10^{-6}
Y(Z) 方向 $\text{TEC}/^\circ\text{C}^{-1}$	44.9×10^{-6}

表 4 殷钢材料参数

Tab.4 Material parameters of the invar steel

参数	数值
E/GPa	164
μ	0.278
$\text{TEC}/^\circ\text{C}^{-1}$	1.6×10^{-6}

全尺寸反射器的服役温度为 $-80\sim 120\ ^\circ\text{C}$,在实际装配时工作面周围 6 个预埋件接地,所以边界条件为在周围 6 个预埋件顶端施加固定约束,经过计算得到全尺寸反射器热变形云图如图 10 所示。

图 10 可以看出:反射器热变形最大的区域发生在两个预埋件之间靠近反射器下表面的部分,即图中的红色区域,变形量约为 $0.852\ \text{mm}$,而反射器工

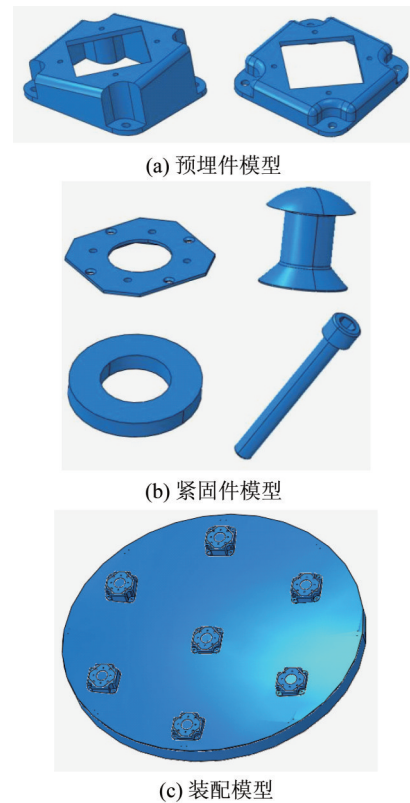


图 9 全尺寸反射器组分和装配模型

Fig.9 Components and assembly model of the full-size reflector

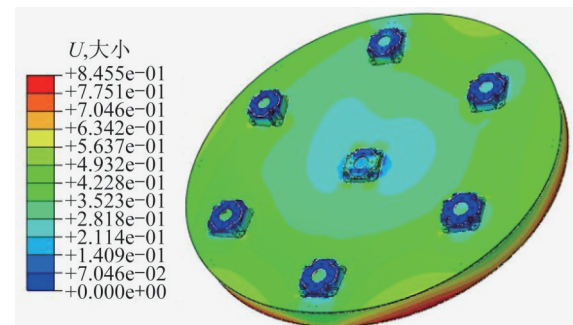


图 10 全尺寸反射器热变形云图

Fig.10 Thermal deformation contours of the full-size reflector

作面最大热变形仅为 $0.568\ \text{mm}$,所以紧固件和埋块有效地减小了工作面的热变形。之后将反射器工作面所有结点的变形坐标提出,代入型面精度拟合程序,如图 11 所示。

经过拟合得到全尺寸反射器工作面的型面精度 RMS 值为 $40.45\ \mu\text{m}$,本节计算得出的基于实际装配条件和服役载荷的 RMS 值,为实际反射器成型提供了理论依据和数据参考。

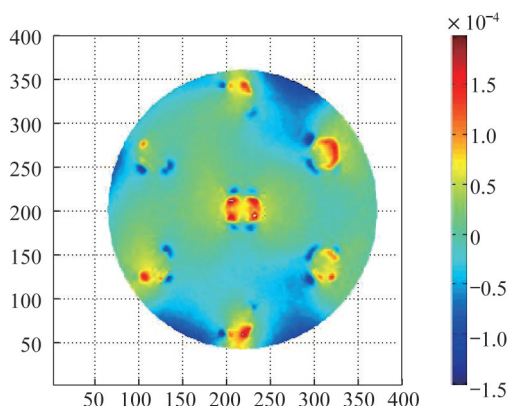


图 11 工作面型面精度拟合

Fig.11 Profile accuracy fitting of the work plane

4 结束语

本文对星载蜂窝夹层结构反射面天线在 $-80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的热变形进行了有限元模拟计算,并对影响型面精度的因素进行了分析。基于实际装配条件对全尺寸抛物面天线进行RMS值计算,得到如下结论:

1) Z方向即蜂窝高度方向的热膨胀系数是影响反射器RMS值的主要因素,通过实验测试和仿真计算得到小尺寸反射器的RMS值分别为 $3.36\text{ }\mu\text{m}$ 和 $3.50\text{ }\mu\text{m}$,两者相差 4.1% ,说明本文对反射器的热变形计算和RMS值拟合方法可靠。

2) 在 $-80\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度载荷下,计算基于实际装配条件的全尺寸反射器热变形,得到紧固件和预埋件有效减小了工作面的热变形,且型面精度RMS值为 $40.45\text{ }\mu\text{m}$ 。

3) 该研究结果可以为更高精度反射器提供设计方向,如格栅结构反射器,同时也为星载固面蜂窝夹层结构反射面天线结构的设计提供依据。

参考文献

- [1] 张庆. 基于太空辐射的星载天线在轨热性能分析与优化[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2007.
- [2] FREELAND R E. Survey of deployable antenna concepts [C]// Proceedings of the Large Space Antenna System Technology Workshop. 1982:381-421.
- [3] 王璐, 胡伟东, 安大伟, 等. 天线形变对风云卫星遥感图像的影响[J]. 上海航天, 2018, 35(2): 139-146.
- [4] 李威, 郭权锋. 碳纤维复合材料在航天领域的应用[J].

中国光学, 2011, 4(3): 201-212.

- [5] 杜彪, 伍洋, 张一凡, 等. 大口径反射面天线技术综述[J]. 无线电通信技术, 2016(1): 1-8.
- [6] YING T H, GUAN Z J, LIN D Y, et al. Carbon fiber composite material used in space optical instrument [J]. Optical Technique, 2003, 29(6): 704-706.
- [7] YOSHIHIKO A. Analysis of thermal deformation on a honeycomb sandwich CFRP mirror [J]. Mechanics of Composite Materials & Structure, 2010, 17(5): 328-334.
- [8] 方宝东, 张建刚, 申智春, 等. 航天器蜂窝夹层结构复合材料热变形分析[J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(3): 44-48.
- [9] 方宝东, 李应典, 张建刚. 新一代地球同步轨道气象卫星结构热变形分析[J]. 上海航天, 2006, 23(6): 50-53.
- [10] 姚科, 杨军, 韦娟芳. 星载固面反射天线热变形分析[J]. 低温建筑技术, 2016, 38(2): 67-69.
- [11] DOYLE K B, GENBERG V L, MICHELS G J. Integrated optomechanical analysis of adaptive optical systems [C]// Optical Modeling and Performance Predictions. International Society for Optics and Photonics. 2004: 20-28.
- [12] 富明慧, 尹久仁. 蜂窝芯层的等效弹性参数[J]. 力学学报, 1999, 31(1): 113-118.
- [13] 富明慧, 徐欧腾. 关于蜂窝芯体面外等效剪切模量的讨论[J]. 固体力学学报, 2014, 35(4): 334-340.
- [14] 富明慧, 徐欧腾, 陈誉. 蜂窝芯层等效参数研究综述[J]. 材料导报, 2015, 29(5): 127-134.
- [15] RRUZE J. The effect of aperture errors on the antenna radiation pattern [J]. Nuvi Cimento, 1952, 9(3): 364-380.
- [16] 华慕麟. 天线变形曲面的一种拟合方法[J]. 现代雷达, 1994, 16(1): 75-82.
- [17] 王从思, 段宝岩, 仇原鹰. 变形面天线的分块 Coons 拟合方法[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(11): 1822-1825.
- [18] 苏晟, 钱巧元, 吕利清, 等. 辐射计反射面天线面形精度对其主波束效率影响研究[J]. 上海航天, 2018, 35(2): 124-128.
- [19] 王从思, 段宝岩, 仇原鹰. 基于最小二乘法的天线变形反射面的拟合[J]. 现代雷达, 2004, 26(10): 52-55.
- [20] 马增祥, 杨德华, 王淑青, 等. 基于刚体位移的天线反射面拟合新算法[J]. 机械工程学报, 2010, 46(18): 29-35.