

星载高精度反射器工程模型在轨 热变形分析及结构优化*

李岩咏¹, 韦娟芳¹, 江文剑²

(1. 浙江大学 空间结构研究中心, 杭州 310058;
2. 西安空间无线电技术研究所, 西安 710100)

摘要: 针对某一 2 m 口径卫星反射器工程模型,介绍了反射器各部件的有限元建模方法及材料参数,各部件包括蜂窝夹层结构、背架管件以及背架和反射面连接角片,分析了在同步轨道极端高低温度场下,反射器在展开工作状态的热变形及指向精度变化.根据在轨热变形最小的原则,采用离散数据对比分析的方法,对反射器背架截面参数、背架管件厚度、角片连接方式、角片连接密度等参数进行优化,得到了这些参数的最优设计值,完成了反射器结构工程模型的优化方案.

关键词: 卫星; 反射器; 热变形; 结构优化

中图分类号: O414.11; TK123

文献标志码: A

DOI: 10.21656/1000-0887.390089

引言

天线作为通讯卫星的重要有效荷载之一,其性能直接关系到通讯卫星的性能指标.卫星在轨运行过程中,天线处于温度交变的热环境中,其结构中存在着由不均匀温度变化引起的热应力.热变形会导致天线反射器的电性能增益下降,同时引起指向精度误差,严重时会导致天线无法正常工作^[1-2].因此进行高低温环境下反射器的热变形分析是十分重要的,根据热变形分析的结果,可对结构进行优化,以满足天线反射器的各项指标要求.Lang 等^[3]等针对某一 1.2 m 直径的星载高精度薄壳反射器,研究了背部加强筋的基本布局、半径、截面形式等对热变形的影响.Petersson 等^[4]设计了一款 2.4 m×2.6 m 的用于 Ka 波段的抛物面型固面反射器,通过调整背架层压材料的蒙皮厚度、夹层梁的高度、夹层梁的宽度、蜂窝芯厚度、背部结构的布局进行结构优化,使反射器热变形测试结构均方根(RMS)值达到 0.024 mm 以下.姚科等^[5]研究了某一抛物面型固面天线反射器的锁定方式、背架与反射面连接角片、胶膜厚度等因素对蜂窝夹层结构反射器热变形的影响.周涛等^[6]利用有限元仿真软件 ANSYS,以一口径为 1.2 m 的星载抛物面型碳纤维铝蜂窝夹层结构固面反射器为研究对象,分析了蒙皮材料、胶膜厚度、蜂窝刚度和蜂窝的膨胀系数对反射器热变形型面精度 RMS 值的影响,并利用热压罐成型工艺制备了蜂窝夹层结构反射器对仿真结构进行试验验证,证明了仿真结果可靠.目前星载固面天线反射器各结构组件参数对热变形影响规律的研究不多,且与不同的结构形式、所用材料的性质、各

* 收稿日期: 2017-11-21; 修订日期: 2018-04-05

作者简介: 李岩咏(1995—),男,硕士生(E-mail: 21712042@zju.edu.cn);

韦娟芳(1964—),女,研究员,博士,博士生导师(通讯作者. E-mail: weijf@zju.edu.cn).

部件之间的耦合作用等相关^[7]。本文针对某一 2 m 口径卫星反射器,研究了背架截面参数、背架管件厚度、角片连接方式、角片连接密度等参数对热变形的影响,得到了反射器结构工程模型的优化方案。

1 反射器定义及要求

本文针对一 2 m 口径单支臂可展开抛物面天线反射器,如图 1 所示,对其进行在轨热变形分析及结构优化。反射器主要由反射面、五边形背架、角片、锁紧臂、展开臂组成。反射面为偏馈抛物面,方程为 $x^2 + y^2 = 12\,000z$, 反射面口径为 2 000 mm,中心偏置 1 500 mm。锁紧臂近端与背架连接,远端与锁紧座连接。展开状态下,锁紧座释放,故锁紧臂远端为自由端。展开臂近端与背架连接,远端与电机、减速箱连接,展开状态下,展开臂远端为固定约束。

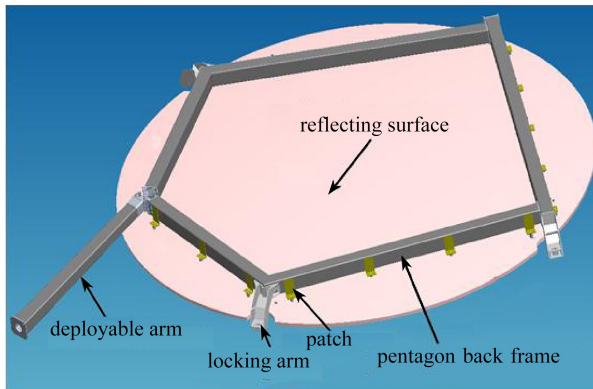


图 1 反射器三维模型

Fig. 1 The 3D model of the reflector

蜂窝夹层结构具有重量轻和刚度高的优点^[8],一般应用于卫星的 C 频段、Ku 及 Ka 频段的通讯天线。该反射面采用碳纤维复合材料蒙皮铝蜂窝夹层结构,由上下碳纤维面板和蜂窝芯子组成,面板与蜂窝芯子采用胶膜连接。由于胶膜的热膨胀系数较大,热分析中需要考虑胶膜的影响。五边形背架的管件和角合以及角片为碳纤维层压板结构。反射器材料性能如表 1 所示。

表 1 反射器材料性能(实测值)

Table 1 Material properties of the reflector(measured values)

material	elastic modulus	CTE
M40J/epoxy (quasi-isotropic laminate)	$E = 120\,000\text{ MPa}$	$\alpha = 1.0 \times 10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
Al honeycomb	$E_{11} = 1\text{ MPa}$	$\alpha_{11} = 2.3 \times 10^{-5}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
	$E_{22} = 1\text{ MPa}$	$\alpha_{22} = 2.3 \times 10^{-5}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
M40J/epoxy (unidirectional tape)	$E_{11} = 180\,000\text{ MPa}$	$\alpha_{11} = -5.0 \times 10^{-7}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
	$E_{22} = 6\,800\text{ MPa}$	$\alpha_{22} = 3.4 \times 10^{-5}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
adhesive film	$E = 2\,500\text{ MPa}$	$\alpha = 5.0 \times 10^{-5}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
T300/epoxy (quasi-isotropic laminate)	$E = 60\,000\text{ MPa}$	$\alpha = 1.0 \times 10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$

2 热变形分析模型介绍

该反射器有限元模型包括反射面、背架、支臂以及连接角片 4 部分,有限元模型如图 2 所

示.下面分别是这 4 部分建模的过程.

天线反射面是一个偏馈抛物面,利用三维软件 PRO-E,将反射面以曲面的形式导入到有限元软件 PATRAN 中,并用三节点三角形单元(Tri3)对反射面进行划分^[9],赋予其碳纤维铝蜂窝层压板材料属性,厚度为 16 mm,其中,上下各 4 层 M40J 单向带按 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]$ 对称铺层,中间为铝蜂窝和上下各一层胶膜.

五边形背架按照对应位置和几何参数,以两节点梁单元(Bar2)划分,赋予碳纤维层压板材料属性,管件的交界处直接结点相连.由于锁紧臂和电机及减速器对天线反射面热变形影响可不考虑,建模只需考虑展开臂,同样以 Bar2 单元划分,按展开臂最小截面赋予材料属性.角片单元如图 3 所示,按照角片的几何尺寸和分布密度创建面,以四边形单元(Quad4)划分,并赋予角片和胶膜的材料属性.

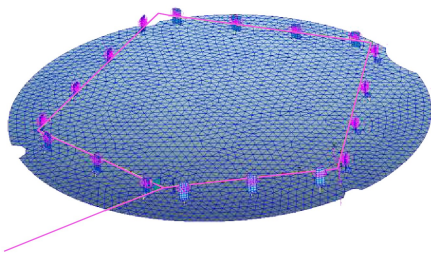


图 2 天线反射面有限元模型

Fig. 2 The FE model of the reflector

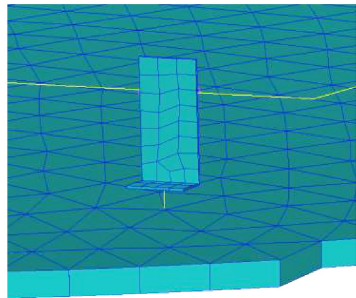


图 3 角片有限元模型

Fig. 3 The FE model of the patch

3 热变形分析与结构优化

3.1 热变形分析

通过约束展开臂远端结点的 6 个自由度,来模拟展开状态下展开臂受到的电机和减速箱的固定约束.本文主要研究反射器在极端高低温环境下的热变形,根据卫星及天线的热分析模型,得到反射器在同步轨道工作时的温度场数据,选取了两种极限温度 $-150, 120\text{ }^\circ\text{C}$,材料的初始温度为 $20\text{ }^\circ\text{C}$,即均匀低温工况为 $-150\sim 20\text{ }^\circ\text{C}$,温差 $-170\text{ }^\circ\text{C}$;均匀高温工况为 $20\sim 120\text{ }^\circ\text{C}$,温差 $100\text{ }^\circ\text{C}$.温度作用于整个反射器有限元模型,包括反射面、背架等所有有限元单元.

分别进行两种工况下的热变形分析,得到了如图 4 所示的反射器热变形云图.并对反射面各有限元单元的热变形位移值进行处理,得到原模型在高低温荷载下的反射面热变形 RMS 值分别为 $20.157\ 6, 34.268\ 0\ \mu\text{m}$.

3.2 背架截面尺寸优化

反射器背架的热学性能和力学性能会影响整个反射器的热变形大小,而背架管件的刚度、强度、热学性能受管件自身截面参数的影响.因此在原背架 $50\text{ mm}\times 60\text{ mm}$ 截面基础上,取整选择了 13 个背架截面作为对照,厚度均为 1.5 mm ,以考察背架截面尺寸对反射器热变形的影响.

根据上述边界条件,分别对不同背架截面尺寸的反射器模型进行高低温荷载下的热变形分析,并对反射面单元的热变形位移数据进行处理得到热变形 RMS 值,如表 2 所示.

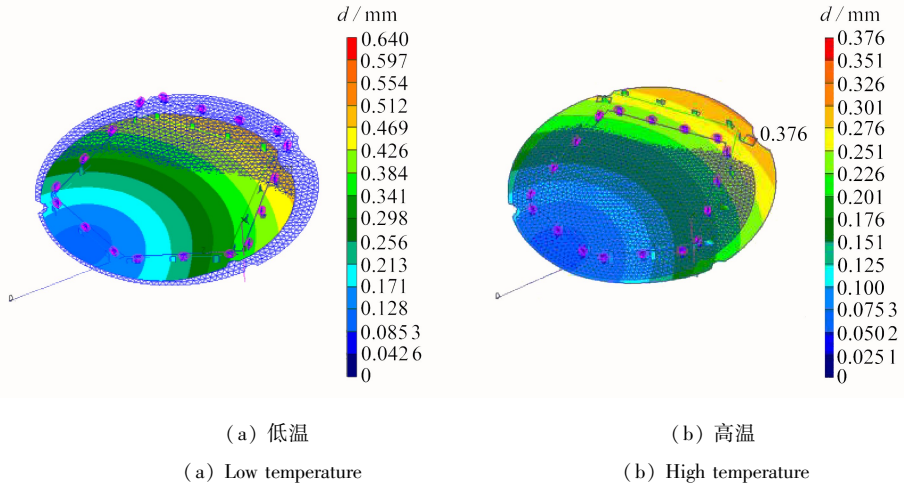


图4 反射器热变形云图

Fig. 4 Thermal deformation contour of the reflector

表2 不同背架截面尺寸的反射面热变形

Table 2 Thermal deformation of the reflector with different back frames

number	width w /mm	height h /mm	RMS X_{RMS} / μm		mass m /kg
			low temperature	high temperature	
1	45	55	41.095 9	24.174 1	8.270
2	45	60	36.332 2	21.371 9	8.387
3	45	65	32.584 2	19.167 2	8.505
4	50	55	38.659 0	22.740 1	8.387
5	50	60	34.268 0	20.157 6	8.505
6	50	65	30.819 8	18.129 3	8.622
7	55	45	48.449 6	28.499 8	8.270
8	55	60	32.440 8	19.082 8	8.622
9	55	65	29.264 4	17.214 3	8.739
10	55	70	26.756 4	15.739 1	8.856
11	60	50	39.393 7	23.172 8	8.505
12	60	65	27.893 4	16.407 9	8.856
13	60	70	25.585 2	15.050 1	8.974
14	60	75	23.751 8	13.971 6	9.091

由表2可知: 1) 当背架截面宽度不变时,热变形 RMS 值与截面高度呈负相关; 2) 当背架截面高度不变时,热变形 RMS 值与截面宽度呈负相关; 3) 当背架截面周长相同时,热变形 RMS 值与截面对水平轴的惯性矩呈负相关.综合3条结论可得,背架刚度越大,热变形 RMS 值越小.因此可在质量不变的基础上,将背架截面改为 45 mm \times 65 mm,热变形 RMS 值降低5%,或将截面改为 50 mm \times 65 mm,质量增加 0.12 kg,热变形减少 10%,若质量允许,也可进一步加大.

3.3 背架管件厚度优化

对于背架,除背架截面面积之外,背架的厚度也可以通过影响管件的刚度等影响反射面的

热变形,原模型背架管件的厚度为 1.5 mm,鉴于管件截面厚度不宜过小,选择了增大厚度进行分析,得到了如图 5 所示的计算结果。

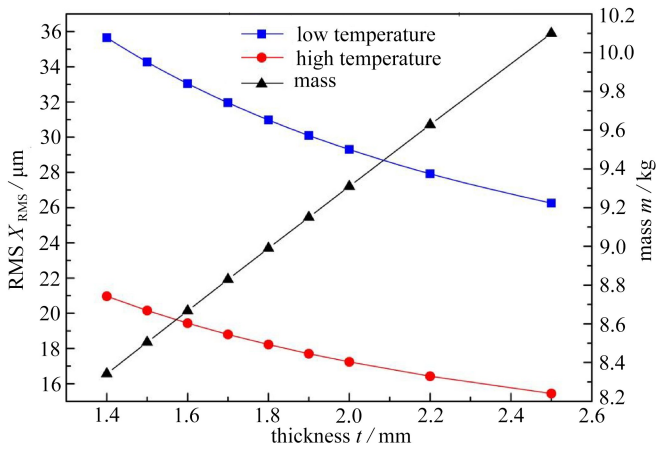


图 5 不同背架厚度反射器在高低温荷载下的热变形和质量

Fig. 5 The thermal deformation and the mass of the reflector with different back frame thicknesses under high and low temperature loads

随背架厚度增加,反射面热变形 RMS 值以约-10 的斜率呈降低趋势,且降低速率有所减小,质量随厚度增加而线性增加,因此不改变截面厚度或可在质量允许的范围适当增加厚度。

3.4 角片连接方式对比

反射器背架与反射面一般通过“L”型角片单元连接。“L”型角片单元,一面与背架直接连接,另一面与反射面连接。常见的有两种连接方式:①角片直接与反射面连接;②角片通过金属埋件与反射面连接。

采用直接连接的方式,背架要求距离反射面比较近且基本相等,如正馈或弧度不大的偏馈抛物面天线,背架为圆周肋时,沿圆周方向距离比较接近,可以使用相同的角片直接连接。对于五边形背架这类有几根直管件沿弦构成的背架形式,不同位置与反射面的距离有较大差异,采用角片直接连接的方式,需要使用多种不同规格的角片,且不同角片对应位置固定,在分析、验证和实际工程中存在诸多不便,因此这类型背架反射器更常采用的是通过金属埋件与反射面连接的方式,如图 6 所示,使用相同的角片,不同距离可以通过调整金属埋件的长度来实现。

对该五边形背架反射器,分别采用两种角片连接方式,进行上述边界条件下的热变形分析,并进行相关处理,反射器热变形如表 3 所示。

表 3 不同角片连接方式下的热变形

Table 3 Thermal deformations in different connection modes of patches

connection mode	RMS $X_{RMS} / \mu\text{m}$	
	low temperature	high temperature
metal embedded part	34.268 0	20.157 6
direct connection	49.688 0	29.228 3

由表 3 可以得出,对于该五边形背架反射器,采用金属埋件的连接方式,反射面热变形 RMS 值比直接连接方式更小。

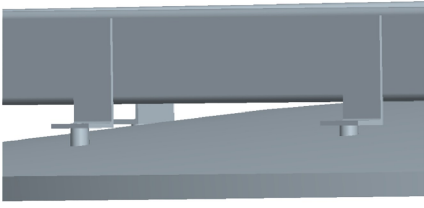


图6 金属埋件连接方式示意图

Fig. 6 The connection mode of metal embedded parts

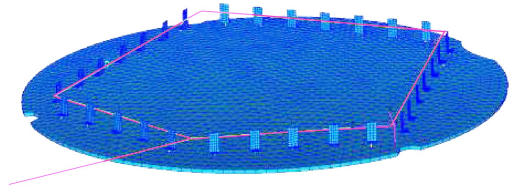


图7 角片加密有限元模型

Fig. 7 The FE model for denser patches

3.5 角片密度优化

原模型角片分布为短边各有三个角片、长边各有四个角片,其中两个角片分布在靠近管件两端的角合处,其余角片均匀分布在其间,间距为 230~250 mm。对原有角片进行加密,每两个角片之间均增加一个角片,即短边增加两个角片,长边增加三个角片,如图 7 所示。

通过建模计算,得到表 4 所示的计算结果。

表 4 不同角片密度下的热变形

Table 4 Thermal deformations with different densities of patches

density	RMS $X_{RMS} / \mu\text{m}$		mass m / kg
	low temperature	high temperature	
initial model	34.268 0	20.157 6	7.551
denser model	35.813 0	21.066 6	7.754

在支臂约束方式下,角片加密后,反射面的整体热变形精度略有增加(两者相差<5%),因此保留原角片密度。

4 总 结

本文针对某一五边形背架反射器,介绍了反射器的建模方式,采用支臂约束的方式,对不同背架截面、背架厚度、角片连接方式、角片密度进行了极端高低温环境下的热变形分析,以热变形最小为原则进行了优化。

1) 通过对背架截面积和厚度的分析,背架截面积增大,厚度增大,背架整体刚度增大,反射面热变形减小,结合质量因素,初步给出管件截面最优尺寸为 45 mm×65 mm 或 50 mm×65 mm,厚度不变或在质量允许的范围内增大 0.5 mm 以内。

2) 反射器背架与反射面的连接,与角片直接连接相比,采用金属埋件连接的方式热变形更小,而且金属埋件连接方式在装配过程中更便于调整,可以实现角片标准件批量生产。

3) 角片密度对反射面热变形影响较小,因此采用初始不加密方案。

致谢 本文作者衷心感谢中国航天科技集团公司航天科技创新基金(JSKFJ201604120011)对本文的资助。

参考文献(References):

- [1] YARZA A, CASTRO O, SANTIAGO-PROWALD J, et al. High stability large reflectors for Ka band[C]//*Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation*.

- Barcelona, Spain, 2010.
- [2] 韦娟芳, 冀有志, 龚博安. 星载蜂窝夹层结构天线复合材料力学性能检测[J]. 宇航材料工艺, 2007, **37**(5): 8-12. (WEI Juanfang, JI Youzhi, GONG Boan. Mechanical test for satellite antenna with composite honeycomb sandwich structure[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2007, **37**(5): 8-12. (in Chinese))
- [3] LANG M, BAIER H, ERNST T. High precision thin shell reflectors: design concepts, structural optimisation and shape adjustment techniques[C]//*Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 2005*(ESA SP-581). Noordwijk, the Netherlands, 2005.
- [4] PETERSSON M, BAUNGE M, EKSTRO M H, et al. A new concept for high performance Ka-band reflectors[C]//*Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation*. Barcelona, Spain, 2010.
- [5] 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. (YAO Ke, YANG Jun, WEI Juanfang. Thermal distortion analysis of the rigid reflector of satellite antenna[J]. *Low Temperature Architecture Technology*, 2016, **38**(2): 67-69. (in Chinese))
- [6] 周涛, 叶周军, 史耀辉, 等. 星载蜂窝夹层结构固面天线反射器的热变形[J]. 复合材料学报, 2018. DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20171020.001. (ZHOU Tao, YE Zhoujun, SHI Yaohui, et al. Analysis of thermal distortion for honeycomb sandwich construction rigid reflector of satellite antenna[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018. DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20171020.001. (in Chinese))
- [7] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 49-72. (MIN Guirong, GUO Shun. *Thermal Control of Spacecraft*[M]. Beijing: Science Press, 1998: 49-72. (in Chinese))
- [8] 鞠金山, 王亚锋. 碳纤维天线反射面的热变形仿真[J]. 雷达科学与技术, 2009, **7**(4): 321-324. (JU Jinshan, WANG Yafeng. Simulation of heart-distortion for carbon fiber composite antenna reflector[J]. *Radar Science and Technology*, 2009, **7**(4): 321-324. (in Chinese))
- [9] 柏宏武, 马小飞, 宋燕平. 柔性自回弹天线反射器结构厚度的优化[J]. 空间电子技术, 2005(2): 42-47. (BAI Hongwu, MA Xiaofei, SONG Yanping. Optimization of the thickness of flexible self springback antenna reflector structure[J]. *Space Electronic Technology*, 2005(2): 42-47. (in Chinese))

Thermal Deformation Analysis and Structural Optimization of High-Precision Reflector Engineering Models on Satellites

LI Yanyong¹, WEI Juanfang¹, JIANG Wenjian²

(1. *Space Structures Research Center, Zhejiang University,*

Hangzhou 310058, P.R.China;

2. *Xi'an Institute of Space Radio Technology,*

Xi'an 710100, P.R.China)

Abstract: The finite element modeling method and material parameter valuing method were presented for a 2 m diameter satellite reflector engineering model, including the honeycomb sandwich structure, the back-frame tubes and the patches connecting the back frame and the reflector. The thermal deformation and the variation of pointing accuracy in unfolded work condition of the reflector under extreme high/low temperatures were analyzed. Based on the principle of minimum in-orbit thermal deformation, the optimal design values of the parameters, including the section parameters of the back-frame, the thickness of the back-frame tubes, the connection mode and the density of patches, were obtained by means of the discrete data comparative analysis method. The structural optimization of the reflector engineering model was fulfilled.

Key words: satellite; reflector; thermal deformation; structural optimization

引用本文/Cite this paper:

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(6): 657-664.

LI Yanyong, WEI Juanfang, JIANG Wenjian. Thermal deformation analysis and structural optimization of high-precision reflector engineering models on satellites[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2018, 39(6): 657-664.