

卫星高稳定复合材料框架结构仿真优化

邢思远, 刘洪新, 张玉生

(北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

摘要: 随着卫星有效载荷的精度越来越高, 作为卫星本体和有效载荷过渡的框架结构在空间环境下的热变形已不能忽略, 其结构的热稳定性需要在初始设计时进行考察。针对卫星用高稳定复合材料框架结构, 采用 Hyperworks 有限元软件, 重点对其构型进行了拓扑优化, 同时也考察了结构构型、铺层厚度和铺层角度对复合材料框架重量、刚度和热稳定性的影响。结果表明, 与原有构型相比, 优化后的框架结构质量降低了 25.1%, 基频提高了 48.8%, 热变形下降了 57.1%, 通过 Hyperworks 拓扑优化方法显著提高了复合材料框架结构的稳定性, 可指导卫星高稳定复合材料的结构设计。

关键词: 高稳定结构; 拓扑优化; 有限元; 复合材料; 热变形

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1003-0999(2018)12-0089-07

随着航天技术的发展, 卫星有效载荷的精度不断提高, 例如遥感相机的分辨率从米级提高到分米级甚至厘米级, 这不仅要求卫星的有效载荷具有很高的精度, 同时也要保证与有效载荷连接的结构在空间热环境中的变形尽量小。如美国的哈勃望远镜校准系统可展开支架的横向热膨胀系数在 $0.05 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ 以下, 纵向热膨胀系数在 $0.14 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ 以下, 而一般卫星高精度载荷的连接结构的膨胀系数要达到 $10^{-7}/^{\circ}\text{C}$ 量级, 甚至更高^[1]。要实现如此高的稳定性, 在材料选择上应使用近零膨胀的材料, 如殷钢、高模量碳纤维复合材料等^[2]。采用高模量碳纤维复合材料还可大大降低结构重量, 因此高模碳纤维复合材料也是卫星高稳定结构使用较为广泛的材料之一。

高稳定复合材料框架是卫星本体和高精度有效载荷之间的连接过渡部位, 为多类载荷提供安装平台, 也能避免星体的热变形对有效载荷的指向精度和成像质量产生影响。因此卫星相机的成像精度与复合材料框架的热稳定性密切相关, 提高复合材料框架的稳定性可以进一步提高相机的分辨率。

国外针对空间高稳定结构的仿真优化及应用研究起步较早, 主要是运用有限元方法和大型计算软件, 并结合多学科的集成分析法^[3], 能够较为全面地对航天器结构进行热变形分析, 已被广泛应用于卫星、飞船、空间站、深空探测器和太空望远镜等航天器上。国内对于航天器结构热变形的研究主要集中

于仿真分析^[4-8], 都基于航天器运行轨道得到所处热环境, 然后通过热力学分析软件接口将结构温度场投影到力学分析软件中, 进而得到航天器结构的热变形。本文针对卫星用高稳定复合材料框架结构, 通过构型拓扑优化、厚度分布优化和铺层角度优化, 在减少热变形的同时也提高了结构刚度, 降低了框架重量, 优化效果显著, 为卫星高稳定结构的仿真优化提供了基础。

1 高稳定复合材料框架结构优化

1.1 复合材料框架构型

复合材料框架结构外包络尺寸为 $1500 \text{ mm} \times 1500 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$, 中间需预留一个 $\phi 1200$ 的框架作为有效载荷支撑结构, 初始结构如图 1 所示, 其中圆弧处为 C 型梁, 其他位置为工字梁, 结构整体铺层厚度和角度相同。

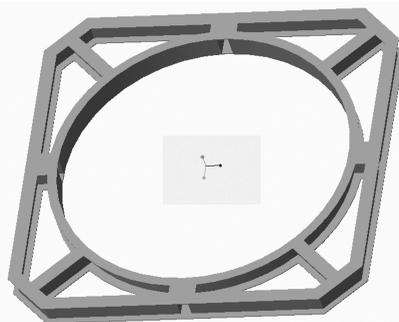


图 1 优化前结构

Fig. 1 Structure before optimization

收稿日期: 2018-03-01

作者简介: 邢思远 (1993-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为复合材料结构设计及优化, htssy@126.com。

本文针对复合材料高稳定框架结构开展优化工作,由于其属于有效载荷和卫星平台间的过渡结构,所以安装接口以及有效载荷安装位置区域属于不能优化位置。在轨工作环境中极端热工况为结构整体处于 100 °C,为满足发射需求,优化后结构基频应大于 600 Hz。复合材料选取热膨胀系数低的高模量碳纤维/氰酸酯,其力学性能见表 1。

表 1 高模量碳纤维复合材料和蜂窝芯等效材料参数

Table 1 Mechanical parameters of high modulus carbon composite laminate and aluminum honeycomb used in the FEA model

材料参数	高模量复合材料
E_{11}/MPa	280×10^3
E_{22}/MPa	6.3×10^3
μ	0.30
G/MPa	7.88×10^3
$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	1700
$\alpha_{0^\circ}/10^{-6} \cdot \text{°C}^{-1}$	-0.32
$\alpha_{90^\circ}/10^{-6} \cdot \text{°C}^{-1}$	22.7

1.2 框架结构优化过程

针对复合材料框架结构进行的优化,主要集中在结构构型优化、结构铺层厚度优化以及铺层角度优化等三方面^[9,10]。对于结构构型优化而言,拓扑优化以其较高的优化效率与优化过程中能产生全新的构型被广泛应用于航空航天、汽车、建筑等众多领域。目前最常用的连续体拓扑优化方法有均匀化法、变厚度法、变密度法、渐进结构优化法、水平集法、独立连续映射法等。其中变密度法是将结构各个有限单元单元的假想密度作为设计变量,将其离散到 0~1 区间,在迭代过程中通过删除相对密度低于某一阈值的单元来改变结构构型,将问题转化为求结构材料的最优分布^[11-15]。但仅通过结构拓扑优化并不能得到详细的复合材料结构设计方案,需要进行相应的结构厚度优化以及铺层角度优化。

结构厚度优化过程中,应基于构型优化中得出的结构,应用形貌优化以及各个位置厚度变量灵敏度分析进行,其中通过结构形貌优化可以大致得到结构整体的厚度分布,但由于其优化结果过于零散以及未考虑实际工艺状况,还需要针对形貌优化的结果对结构的各个区域进行分类并设置成多个厚度设计变量,进而对结构整体重量和刚度的灵敏度进行分析,综合各个变量的灵敏度分析结果得到结构

的最终厚度分布。

针对铺层角度的迭代优化过程,应基于已有的结构形式及厚度分布进行。由于利用已有信息和再生信息进行迭代搜索的直接法受初值影响大,更易收敛为局部极值而非全局最优解,因此优化过程采用遗传算法,变量选取应考虑复合材料下料过程中的工艺性,种群规模设置应避免陷入局部最优的“早熟”现象,交叉率设置应有利于种群进化并避免破坏优秀个体。最终通过应用上述三种优化方法,得到性能指标更好、工程上可行的高稳定复合材料框架结构。

2 结果与讨论

2.1 结构构型优化

使用 Hypermesh 软件建立变密度法结构拓扑优化模型,见图 2,其中深色区域为拓扑优化区域,白色区域为冻结非优化区域,工况为结构整体从室温 20 °C 升到 100 °C 环境,其中外围施加固定约束,优化过程中保持结构沿 XY、YZ 及结构中面对称,以圆内直径方向热变形最小为目标,即 $L_{AB}+L_{CD}+L_{EF}+L_{GH}-4D$ 的绝对值最小,60% 体积比作为优化约束进行优化。由于首先进行结构优化,所以整体结构采用铝材料,有利于优化与计算并且对结果没有影响。

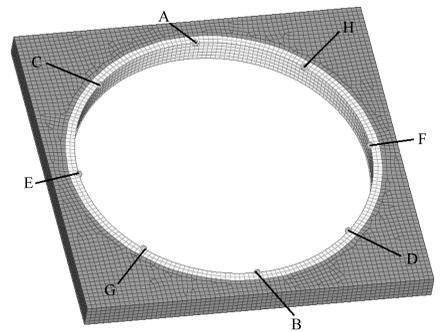


图 2 优化模型

Fig. 2 Finite element model of optimization

对于这 8 个点的选取,主要考虑由于原结构是关于原点三个面对称的并且存在四个尖角的状态,所以至少选择 8 个点,才能保证整个冻结区域的圆形框能在热载荷作用下面内热变形最小。其中每两个点之间的距离,是由原节点位置坐标加上热工况下节点变形得到工况下节点坐标后,采用两点间距离公式编辑得到的。

由优化过程图 3 中的目标值变化可以看出整个

优化过程快速并且收敛,目标值从未优化的 1.93 mm 经过 14 步迭代优化后减小为 0.0064 mm。在优化结果图中,只是保留了优化后相对密度大于 0.5 的部分,即结构中需要保留的部分,其余区域为结构中应该去除的部分。最终结构符合理论预测,保留的区域为安装点之间的结构以及结构间的连接区域,其余结构基本上都去除,使得结构面内刚度降低,从而使结构中其他部分能更加有效地约束结构的热变形,其中与外接框连接区域可以识别为梁结构。综合分析工字梁、矩形梁、 π 形梁等几种常见的梁结构热变形、刚度和重量,选择工字梁作为连接部分结构。得到优化后方案,与未进行优化的结构对比,结果见图 4。

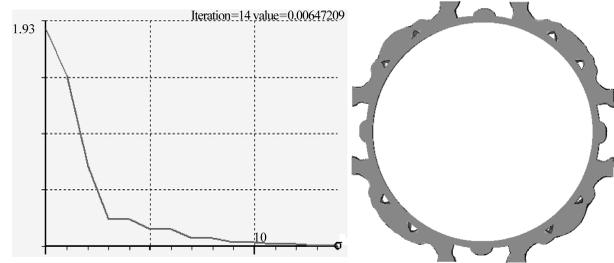


图 3 优化过程及优化结果图

Fig. 3 The curve of objective function with iterative & topology optimization results

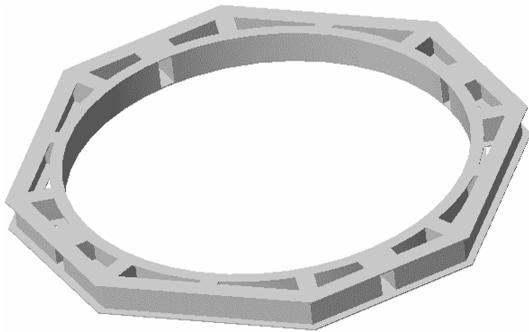


图 4 优化后结构模型

Fig. 4 Structure before and after topological optimization

针对拓扑优化后的结构与未优化结构进行仿真分析,其中边界条件为对框架结构内与星体连接部分施加固定约束,并且结构整体从常温 20 °C 升到 100 °C,控制两种结构的材料属性、工况条件一致,考察结构的质量、热环境工况下的变形以及基频。两种结构均采用高模量碳纤维/氰酸酯复合材料,铺层方式为 $[0/+45/90/-45/90]_{2s}$, 仿真结果见图 5、图 6。

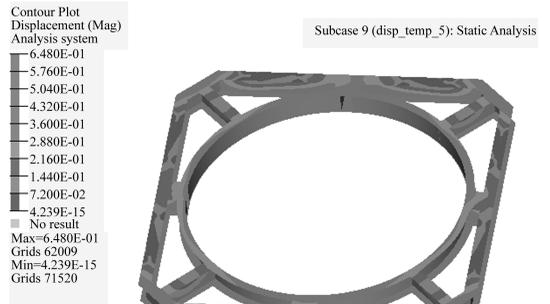
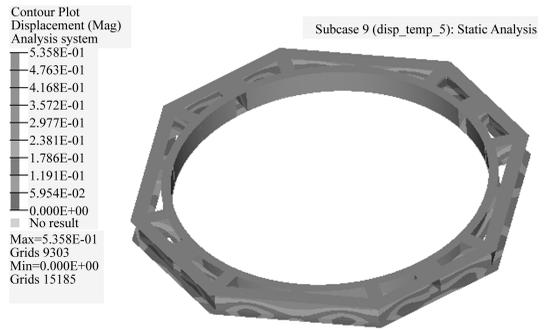


图 5 结构热变形结果对比

Fig. 5 The comparison of thermal deformation

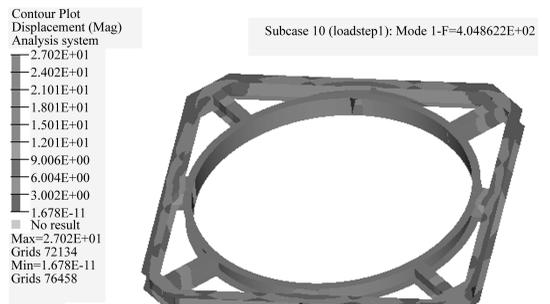
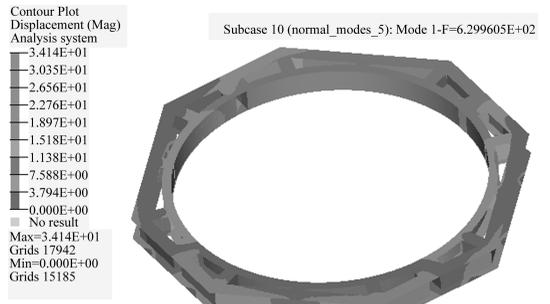


图 6 结构模态结果对比

Fig. 6 The comparison of structure mode

由表 2 可以看出,虽然结构构型拓扑优化过程整体采用铝材料进行分析与计算,但转换成复合材料后仍然取得了良好的效果。所得到的新结构在质量上较原结构有所减少,热工况下热变形也变小,同时刚度得到了提升,三个方面都得到了满意的结果。

表2 框架拓扑优化前后的性能

Table 2 The comparison of the topology optimization results

项目名称	质量/kg	热变形/mm	基频/Hz
初始结构	6.04	0.648	404.8
拓扑优化后	5.60	0.535	629.9
变化量	-7.3%	-17.3%	+55.6%

2.2 结构厚度优化

进行结构厚度优化时,首先对拓扑优化后结构进行形貌优化,目标为结构质量最小,其中限定约束为结构的热变形不增加以及刚度不下降。

根据图7形貌优化结果,考虑复合材料工艺性的要求,结构板厚度分布不能过于零散,将腹板分为5个区域,翼板分为9个区域,每个区域厚度设置为变量,变量取值从1 mm~4 mm 普通分布,进行400次 Hammersley 取样,分析各个不同区域厚度情况对于结构刚度和质量的影响因素,对于对结构刚度影响大同时对于质量影响小的部位进行局部加厚,以提高结构整体刚度和基频,对于对刚度影响较小同时对质量影响较大的部位进行减少铺层设计来降低结构整体的质量。

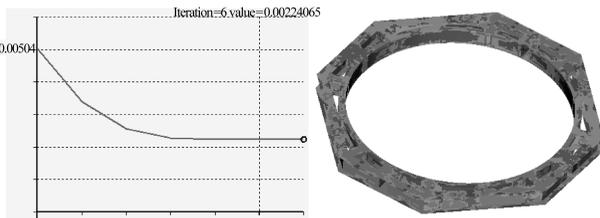
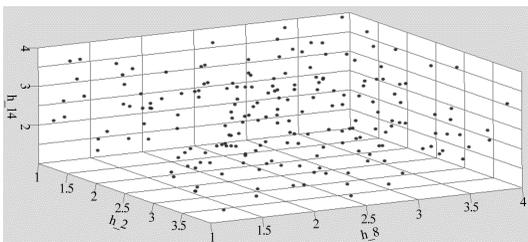


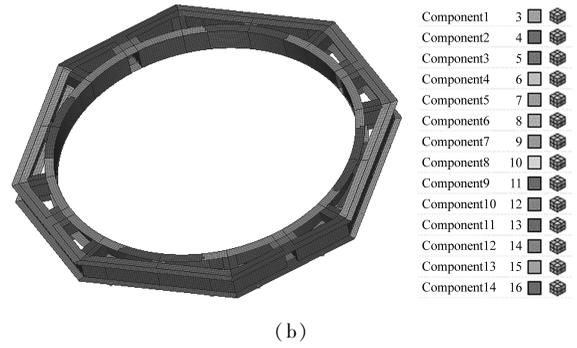
图7 形貌优化过程及优化结果图

Fig. 7 The curve of objective function with iterative & topography optimization results

图8(a)取样说明为任选了三个变量进行取值的三维分布图,从分布图中可以看出在整个试验过程中,试验点选取分布均匀合理,可以涵盖所有变量的整个取值空间。图8(b)右为各个变量代表结构位置的说明,对于腹板和翼板,不同颜色区域对应不同厚度变量。



(a)



(b)

图8 取样说明及各个变量说明图

Fig. 8 The distribution and description of different variable

图9中所表示的是不同区域厚度变量对于整体结构质量和基频变化的影响因子。从图9中可以看出,增加4号翼板的厚度能使刚度得到极大的提高,并且质量不会产生显著增加。同理,对于14号腹板而言,减小厚度会使结构质量极大减小,并且对刚度影响不大,所以在进行结构厚度优化的过程中,应该综合考虑各个变量对于基频和质量两个方面的影响,确保得到质量最轻并且刚度满足要求的结构。

	Label	Varname	Frequency	Mass
4	h_4	m_1_h_4	71.004582	0.0049270
10	h_10	m_1_h_10	65.398960	0.0050223
3	h_3	m_1_h_3	52.034319	0.0061311
2	h_2	m_1_h_2	15.289883	2.27e-04
11	h_11	m_1_h_11	13.991468	0.0039097
1	h_1	m_1_h_1	12.934527	0.0036941
7	h_7	m_1_h_7	9.8196698	0.0014903
12	h_12	m_1_h_12	2.8133156	0.0033675
8	h_8	m_1_h_8	1.8440652	0.0032203
6	h_6	m_1_h_6	0.6931936	-8.57e-05
13	h_13	m_1_h_13	-0.1120920	0.0016297
14	h_14	m_1_h_14	-8.2517161	0.0075923
5	h_5	m_1_h_5	-8.4400778	-6.58e-04
9	h_9	m_1_h_9	-10.345732	1.96e-04

图9 各个厚度变量对于质量和基频影响因子

Fig. 9 The impact factor of different thick of mass and frequency

如图10所示为结构厚度分布的最终方案,其中深色部分为采用 $[[0/+45/90/-45/90]_s]_2$ 的铺层方案,白色部分为采用 $[[0/+45/90/-45/90]_s]$ 的铺层方案,针对厚度优化后结构进行热变形及刚度仿真计算分析,确认厚度优化过程对于结构刚度热变形没有影响,具体结果见图11及表3。

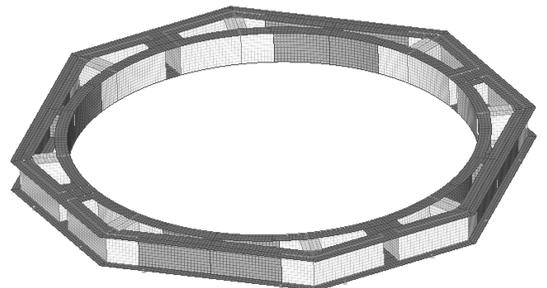
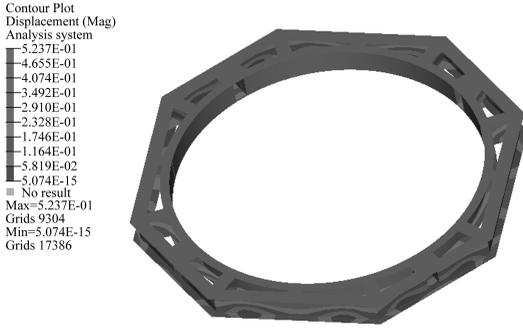


图10 最终结构厚度分布

Fig. 10 The finally thick distribution of structure



Subcase 10 (normal_modes_5): Mode 1-F=6.723448E+02

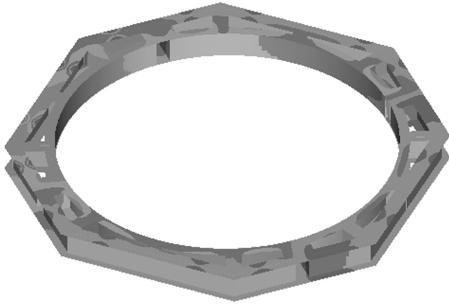


图 11 厚度优化后结构热变形及刚度仿真结果

Fig. 11 The result of thermal deformation and frequency after thick optimization

表 3 厚度优化后结构与初始结构方案对比

Table 3 The comparison of the thick optimization results

项目名称	质量/kg	热变形/mm	基频/Hz
拓扑优化	5.602	0.5358	629.99
厚度优化	4.527	0.5237	672.34
变化量	-19.2%	-2.3%	+6.7%

2.3 结构铺层优化

2.3.1 铺层角度选择

针对复合材料结构铺层方案优化,铺层方式原先采用常规的 $[0, 45, 90, -45, 90]$ 。对称铺层,现针对各个铺层的角度展开优化。5个变量取值范围在 -90° 到 90° 区间,考虑预浸料下料过程的工艺性,将角度限定在 15° 的整数倍上,即 $-90^\circ, -75^\circ, \dots, 75^\circ, 90^\circ$ 等离散角度,构成 $[a, b, c, d, e]$ 的铺层方式进行遗传优化。种群规模设置为100个个体,遗传次数不小于10代,交叉率为0.5。优化的目标为结构的最大热变形值最小,并且对于一阶基频做了大于等于600 Hz的约束,综合上述两种结果找到最优方案,遗传迭代过程见图12。

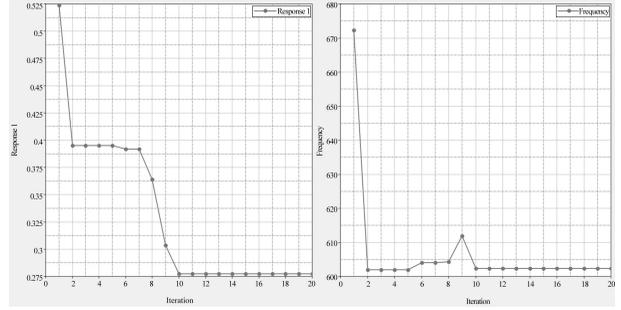


图 12 遗传迭代图

Fig. 12 Function value course curve

通过迭代过程图可以看出,最终优化结果在第1085步中出现,而后基因没有被破坏掉,在第2011步后又再次重现。根据变形最小且基频满足大于等于600 Hz的要求,表4中所示为优选的三种铺层方式,下一步通过铺层稳定性来做进一步优化工作。

表 4 热变形最小的三种铺层方案

Table 4 The three layer schemes with the least thermal deformation

	角_a	角_b	角_c	角_d	角_e	基频/Hz	位移/mm
一	-30	-75	45	-90	60	604.26	0.364
二	-30	-60	45	-90	60	611.86	0.303
三	-30	60	75	45	-60	602.38	0.278

2.3.2 铺层方式稳定性分析

由于在铺层过程中采用手工铺贴工艺在铺层上会产生角度偏差,所以针对上述四种铺层方式分别计算结构热变形及基频的稳定性,角度选取为在准确值 $\pm 1^\circ$ 范围内的标准正态分布,并进行100次简单随机分布抽样考察基频及热变形的分布,具体结果见表5至表7。

表 5 方案一铺层方式对结果稳定性分析

Table 5 The results of condition 1 under different angle

项目	最小值	平均值	最大值	标准差
角_a	-31.842	-30.011	-28.449	0.546
角_b	-76.381	-74.994	-74.095	0.484
角_c	43.817	44.914	46.392	0.525
角_d	-91.099	-90.037	-88.861	0.496
角_e	58.796	59.971	60.911	0.545
位移	0.349	0.365	0.380	0.007
基频	595.251	604.443	610.070	2.420

表6 方案二铺层方式对结果稳定性分析

Table 6 The results of condition 2 under different angle

项目	最小值	平均值	最大值	标准差
角_a	-31.842	-30.011	-28.449	0.546
角_b	-61.381	-59.994	-59.095	0.484
角_c	43.817	44.914	46.392	0.525
角_d	-91.099	-90.037	-88.861	0.496
角_e	58.796	59.971	60.911	0.545
位移	0.293	0.305	0.317	0.005
基频	602.979	612.030	617.625	2.377

表7 方案三铺层方式对结果稳定性分析

Table 7 The results of condition 3 under different angle

项目	最小值	平均值	最大值	标准差
角_a	-31.842	-30.011	-28.449	0.546
角_b	58.619	60.006	60.905	0.484
角_c	73.817	74.914	76.392	0.525
角_d	43.901	44.963	46.139	0.496
角_e	-61.204	-60.029	-59.089	0.545
位移	0.275	0.283	0.311	0.006
基频	596.385	602.369	609.370	2.290

从几种方案对比来看,不同铺层方案角度的随机分布方式是相同的,而且都会对结构热变形及基频产生波动影响,其中方案一波动最大,标准差达到0.007,使得结构热变形值在0.349 mm~0.365 mm范围内波动,而方案二波动最小,标准差为0.005,使得目标位移值在0.293 mm~0.317 mm范围内波动。可以看出由于角度方案选取不同,结构最大热变形值的分布相差较大,所以根据角度稳定性要求,选择第三种铺层方式,其分布相对较小并且整体热变形最小(见图13),同时,其基频分布也是稳定性最好的。综上所述,最终结构采用 $[-30, 60, 75, 45, -60]_2$ 铺层方案,加厚区域采用 $[[-30, 60, 75, 45, -60]_2]$ 铺层方案。从表8可以看出,通过角度优化使得结构的热变形得到了极大减小,虽然刚度有所下降,但是仍然满足使用要求。

表8 角度优化后结构与初始结构方案对比

Table 8 The comparison of the angle optimization results

项目名称	质量/kg	热变形/mm	基频/Hz
厚度优化	4.527	0.5237	672.34
角度优化	4.527	0.278	602.385
变化量	0	-46.9%	-10.4%

Contour Plot
Displacement (Mag)
Analysis system
2.775E-01
2.467E-01
2.159E-01
1.850E-01
1.542E-01
1.233E-01
9.251E-02
6.167E-02
3.084E-02
0.000E+00
No result
Max=2.775E-01
Node 21457
Min=0.000E+00
Grids 15185



图13 结构最终热变形图

Fig. 13 The final thermal deformation result of structure

3 结论

综合上述三种优化方法(见表9)可以看出,构型拓扑优化可以大幅度提高结构的基频,厚度优化可以使结构质量得到明显下降,铺层角度对于热变形优化影响更为显著,只有综合运用三种优化手段才能使结构质量、热变形和基频都达到最佳优化效果。最终优化后方案较初始方案热变形减小57.1%,基频提高48.8%,质量降低25.1%,使得结构稳定性得到显著提升,优化出的构型及铺层方式满足工程化应用,说明设计优化方法有效可靠,为后续高稳定复合材料结构设计及优化奠定了基础。

表9 三种优化方案对于结构优化效果比较

Table 9 The comparison of three kind of optimization results

项目名称	质量/kg	热变形/mm	基频/Hz
构型拓扑优化	-7.3%	-17.3%	+55.6%
结构厚度优化	-19.2%	-2.3%	+6.7%
铺层角度优化	0	-46.9%	-10.4%
三步优化后	-25.1%	-57.1%	+48.8%

参考文献

- [1] Luz P L. Structural design and mitigation of mirror deformations in lunar-based telescopes[R]. AIAA, AIAA93-4776, 1993.
- [2] Blaurock C, McGinnis M, Kim K, et al. Structural-thermal-optical performance (STOP) sensitivity analysis for the James Webb Space Telescope[R]. Proceeding of SPIE, 2005.
- [3] 曾惠忠, 李翔. 降低热变形的卫星有效载荷安装结构优化设计[J]. 航天器工程, 2008(6): 113-118.
- [4] 张惠峰. 空间可展开天线精度测量、热分析、可靠性分析及间隙影响研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2010: 56-87.
- [5] 闫照明. 复合材料桁架结构热变形分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.

- [6] 王斌. 平面可展开天线支撑机构的热分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- [7] 张立华. 有限单元法在空间飞行器天线反射器热分析中的应用[J]. 中国空间科学技术, 1999(1): 32-37.
- [8] 李劲东. 卫星热网络模型修正技术进展及其改进方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2004(3): 29-37.
- [9] Altair 公司. Altair/Hypermesh User's Guide[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.
- [10] 洪清泉, 赵康, 张攀, 等. OptiStruct&HyperStudy 理论基础与工程应用[M]. 北京: 机械工程出版社, 2012.
- [11] 袁亚湘, 孙文瑜. 最优化理论与方法[M]. 北京: 科学出版社, 1997.
- [12] 周克民, 李俊峰, 李霞. 结构拓扑优化研究方法综述[J]. 力学进展, 2005(1): 69-76.
- [13] 周传月, 滕万秀, 张俊堂. 工程有限元与优化分析应用实例教程[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [14] 罗震, 陈立平, 黄玉盈, 等. 连续体结构的拓扑优化设计[J]. 力学进展, 2004, 11(4): 463-476.
- [15] 潘晋, 陈昌亚, 王德禹. 卫星结构的拓扑优化与灵敏度分析[J]. 宇航学报, 2004, 11(6): 673-676.

OPTIMIZATION OF HIGH STABLE COMPOSITE FRAME STRUCTURE IN THE SATELLITE

XING Si-yuan, LIU Hong-xin, ZHANG Yu-sheng

(Beijing Spacecrafts Factory, Beijing 100094, China)

Abstract: With the increasing accuracy of the satellite payload, the thermal deformation of the frame structure as the satellite body and payload transition in the space environment cannot be ignored, and the thermal stability of the structure needs to be investigated at the initial design. In this paper, Hyperworks finite element software is used for satellite high-stability composite frame structure, and the topological optimization of the structure is emphasized. The structural configuration, the thickness of the ply and the angle of the ply are also investigated. The weight, stiffness and heat of the composite frame are also considered. The results show that compared with the original configuration, the optimized frame structure quality is reduced by 25.1%, the fundamental frequency is increased by 48.8%, and the thermal deformation is reduced by 57.1%. The Hyperworks topology optimization method significantly improves the composite frame structure, can guide the design of satellite high stability composite structure.

Key words: high stable; topology optimization; FEM; composite; thermal deformation