

文章编号: 1001- 2486(2010) 02- 0001- 06

卫星中心承力筒结构优化设计研究*

毛 佳, 江振宇, 陈广南, 张为华

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 利用有限元软件 ANSYS 建立复合材料中心承力筒式卫星平台结构的参数化有限元分析模型, 计算了整星结构振动模态, 在此基础上对复合材料蜂窝夹层中心承力筒结构分析模型进行简化, 在满足结构的强度、变形、振动和屈曲约束条件下, 对承力筒结构进行优化设计, 并对多种方案进行比较, 提出的方法和思路为今后同类结构设计提供了参考。

关键词: 参数化模型; 中心承力筒; 优化设计; 复合材料蜂窝夹层结构

中图分类号: TB330. 1 **文献标识码:** A

Structural Design Optimization of Satellite Central Column Shell

MAO Jia, JIANG Zhen-yu, CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The parameterized analysis model for a composite material central bearing column shell satellite platform was established using FEM software, and the analysis model for central composite column shell was then simplified according to the calculated vibration modes of the satellite platform. The central shell's structural optimization was performed under several design constraints, such as strength, displacement, vibration and buckling. Some design scenarios were calculated and compared, and the work done in this paper will be of reference value for structure design related.

Key words: parameterized model; central bearing column shell; design optimization; composite sandwich structures

复合材料蜂窝夹层结构由于其弯曲刚度大, 抵抗失稳能力强, 具有比强度高和比刚度大的优点, 在当前卫星结构中得到了广泛应用^[1-3], 甚至已成为卫星结构的主要承力部件, 如一般蜂窝夹层板及中心承力筒壳体结构等。有关卫星蜂窝夹层构件的设计与分析已有较多研究, 这些研究的主要工作是进行单一设计约束条件下的优化设计^[4-8]; 文献[9-10]针对多设计约束条件的整星复合材料板式夹层结构开展优化设计研究。在卫星结构优化设计中, 特别是复合材料蜂窝夹层中心承力筒结构, 其构件组合、连接方式及具体材料选择等过程较复杂, 运用传统的设计方法和经验难以有效设计出性能优化的卫星平台结构; 可设计的变量增加, 如铺层厚度和夹芯高度等。它们为结构设计提供了更大潜力, 也增加了分析的复杂性, 适合卫星中心承力筒结构优化设计的方法并不多见。

中心承力筒式卫星平台的主承力结构采用复合材料蜂窝夹层筒, 并辅以梁结构加强。本文针对此种卫星平台建立了有限元分析模型, 在计算整星动力特性的基础上, 对中心承力筒结构分析模型进行了简化, 在满足结构的强度、变形、振动和屈曲约束条件下, 进行了承力筒结构优化设计, 在满足各项性能约束的条件下有效减轻了结构质量。

1 有限元分析模型

卫星平台主要由共用服务舱和有效载荷部分组成。共用服务舱结构采用以复合材料面板、铝蜂窝夹层承力筒为主并结合安装板的方案, 主结构主要由承力筒、铝蜂窝安装板结构及有效载荷支承部分组成。有效载荷结构部分均采用碳纤维/环氧树脂复合材料层铺形式。在对卫星平台结构进行有限元

* 收稿日期: 2009- 11- 18

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目(2007AA 702503)

作者简介: 毛佳(1982-), 男, 博士生。

建模时,须对蜂窝夹层结构和整星模型作简化处理。针对此,抽象结构的力学特性,对构件的几何特征、受力和传力特征及其材料特性等方面作出假设,并使最终模型的分析规模切实可行。

1.1 蜂窝夹层结构建模

本文卫星平台承力筒结构采用正六边形蜂窝夹层结构,有关此种蜂窝芯层材料参数计算方法和等效理论较多。Allen 提出的简化理论应用较为广泛^[11],该模型假定蜂窝芯层只承受横向剪切变形,而忽略其面内刚度及抗弯刚度;上、下蒙皮服从克希霍夫(Kirchhof)假设,忽略其横向剪切的影响。Allen 模型将蒙皮和夹芯的作用单独区分开,简化了分析,但随着蜂窝结构应用范围的发展变化,突破了以往的薄蒙皮和软夹芯的限制。当上、下蒙皮较厚时,将上、下蒙皮视为薄蒙皮的 Kirchhof 假设会引起较大误差,这时需要考虑蒙皮横向剪切的影响。当蜂窝芯层的蜂窝壁比较厚或者芯层具有一定硬度时,其面内模量和弯曲刚度的忽略就可能引起较大程度的误差。针对这种情况,产生了基于剪切变形理论的蜂窝夹层结构分层理论。由于分层理论考虑了蒙皮和芯层的剪切变形,因此比 Allen 模型精度要高,但同时计算量也明显增加。为了提高精度,又不至于显著地增加计算量,富明慧^[12]、王虎^[13]等进行了一定程度的修正,发展了改进的蜂窝芯层等效弹性参数计算方法,将蜂窝芯层等效为一均质的厚度不变的正交异性层。本次有限元分析采用文献[14]中的计算公式,在得到芯层参数后,再按层合壳单元建立模型。

1.2 整星有限元建模

应用 ANSYS 进行有限元建模,采用 8 节点层合壳单元模拟中心承力筒筒壁和铝蜂窝安装板;承力筒、未助推安装板和有效载荷支座上的加强梁主要承受弯曲变形,以带中间节点的空间梁单元模拟,能与层合壳单元匹配建模;钛合金贮箱采用四节点壳单元模拟;仪器安装板和未助推安装板上的设备均采用质量点单元模拟;仪器安装板与主结构之间采用较密的螺栓连接,将这种连接简化成对应节点合并;贮箱和未助推安装支架的连接部位采用在被连接件节点间建立刚性区(CERIG)形式模拟;采用质量点+自由度约束方程的形式模拟未助推喷管、气瓶、有效载荷外围支杆和它们与主结构之间的连接;采用 MPC 184 梁单元模拟有效载荷安装板与承力筒前框的对接销;采用 MPC 绑定接触约束方式模拟承力筒与其前框之间的连接。有效载荷部分按照结构的实际形式建立几何模型,采用壳单元和梁单元划分网格。星上线缆、管路以及太阳帆板等构件,均不单独建模,而分别以集中质量或分布非结构质量的形式加到整体模型中。共用服务舱与过渡段连接的 4 个分离螺栓连接点处固支。

整星模型的建立基于以下原则:确保整星的传力路线完整;确保典型载荷工况的计算实用性;结构件参数化;对结构细节作重要简化;整星有限元建模及分析流程自动化。根据实际结构将模型划分为 22 个组件,使用 APDL 语言建立各组件的参数化模型,建立以组件为基本模块的参数库文件,在此基础上建立组件的宏程序库,再调用宏程序库建立整星参数化有限元模型,宏程序库中的全部参数共计 190 余个,共计 17 370 个单元,28 980 个节点。经非结构质量的局部调整,所建模型的质量、质心与实测结果一致。初始设计得到的整星有限元模型一阶弯曲振动频率为 29.79Hz。

1.3 承力筒分析模型简化

灵敏度分析表明承力筒是对整星结构力学特性影响最大的部位,因此有必要对其进行优化设计研究。为提高优化计算效率,发展近似算法^[10]和建立简化模型^[15-16]是有效的方法,对于近似方法,本文不作考虑。为对中心承力筒结构进行优化设计,应对其计算模型进行适当简化。简化以整星结构的一阶振型是弯曲振动为依据。由于承力筒与内部各安装板、贮箱之间用螺栓/支架连接,连接点径向位移受限制,因此将安装板及其上设备、贮箱用其质心处的质点单元代替,再在各安装孔节点上建立质点单元,质心处质点和周围安装孔对应质点间建立刚性区,安装板及其设备、贮箱质量以节点附加质量的形式平均分配到节点上。在不考虑有效载荷的局部模态情况下,将载荷安装板以上全部单元以沿星体轴线的分布质量点单元和等效梁单元来代替,并在等效梁和安装板连接面之间建立自由度约束方程以连接梁单元和壳单元。这种等效处理方式仅考虑整星结构的梁式振型,类似于计算运载火箭箭体、导弹弹体等结构梁式振型的处理方法^[17-19]。经等效梁单元参数调整计算^[20],简化处理后的有限元模型如图 1 所示,与整星模型一阶振动模态保持一致,而模型仅有 5958 个单元,8390 个节点,兼顾了计算效率和精度。

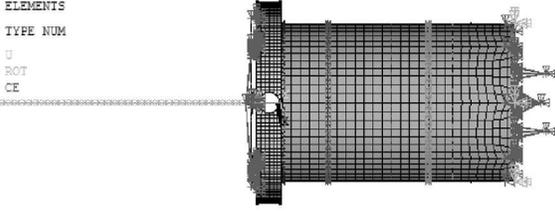


图1 结构分析模型简化

Fig.1 Simplification of structure analysis model

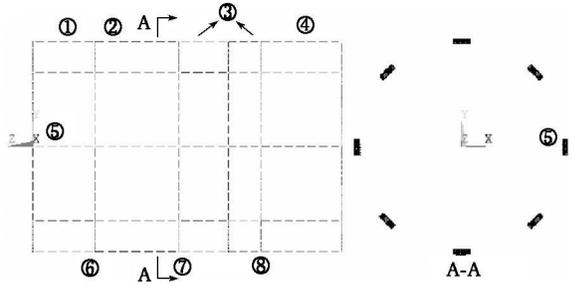


图2 承力筒结构单元分组

Fig.2 Element groups of the load bearing shell

将承力筒结构划分为8个单元组,分别是筒壁4个壳单元组(由上至下编成1~4号)、纵向1个(5号)和环向3个加强梁单元组(由上至下编成6~8号),如图2所示。单元组的划分考虑了设计变量的选择和局部设计的要求。承力筒结构优化设计的特点,是优化设计变量比较复杂,复合材料蜂窝夹层板和加强梁共有四种类型的设计变量:(1)梁截面尺寸设计变量,包括矩形截面纵梁和T型截面环梁;(2)夹层板夹芯高度设计变量;(3)夹层板面板的铺层设计变量;(4)夹芯的蜂窝芯子材料设计变量。本文仅针对前三种设计变量作优化,且第2、3种变量沿承力筒轴向作分段优化,而梁均以截面尺寸作为设计变量。卫星结构中蜂窝夹层板层合面板一般均采用 $[\pm 45/0/90/0]_s$ 层铺形式,因此假设铺层角度不变,仅将面板各层厚度作为设计变量,考虑到工艺性要求,设上、下面板各分层的厚度相等。

2 优化设计

2.1 约束条件

中心承力筒的设计应满足承载和重量指标要求,载荷是纵向和横向的加速度过载。优化设计是在结构满足强度、位移、屈曲、频率和尺寸约束条件下,对复合材料蜂窝夹层板和加强梁进行优化,以降低结构质量。在确定静力问题的设计约束时,为保证复合材料蜂窝夹层板结构在载荷作用下不被破坏,面板各分层和蜂窝芯应力应满足强度条件^[20]

$$\eta = \frac{1}{k_f} \sqrt{\left(\frac{\sigma_{xi}}{\sigma_x}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yi}}{\sigma_y}\right)^2 - \frac{\sigma_{xi}\sigma_{yi}}{\sigma_x\sigma_y} + 3\left(\frac{\tau_{xyi}}{\tau_{xy}}\right)^2} \leq 1 \quad (1)$$

$$\eta_c = \frac{1}{k_c} \sqrt{\left(\frac{\tau_{xz}}{\tau_{xz}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{yz}}{\tau_{yz}}\right)^2} \leq 1 \quad (2)$$

式中,下标*i*表示面板铺层, η 和 η_c 分别为面板与蜂窝的应力集中因子,取值 $\eta = 0.8$, $\eta_c = 0.85$ 。下标*x*、*y*表示铺层的材料主轴方向, σ 、 τ 分别表示铺层的节点正应力和剪应力, σ 、 τ 分别表示铺层的拉伸强度和剪切强度。

蜂窝芯壁板设计应确保其在剪切载荷作用下不发生弹性失稳,即满足如下稳定性约束条件^[21]

$$\tau = \frac{\sqrt{3}l\tau_{\max}}{2t} \leq \tau_{cr}, \quad \tau_{\max} = \max\{\tau_{xz}, \tau_{yz}\} \quad (3)$$

式中,*l*和*t*分别是六边形夹芯的格子边长和厚度, τ_{cr} 是蜂窝芯壁剪切弹性失稳应力

$$\tau_{cr} = k'E/\left(\frac{l}{t}\right)^2 \quad (4)$$

式中,*E*是蜂窝芯制作材料弹性模量,*k'*是与支承情况有关的参数,为偏安全起见,四边筒支时

$$k' = 4.85 + 3.6\left(\frac{h_c}{l}\right)^2 \quad (5)$$

式中,*h_c*是芯子高度。以上强度条件和稳定性条件,通过访问ANSYS数据库提取各应力值并编制后处理程序完成计算,流程如图3所示。须指出,对复合材料层合壳,各层的应力 σ_{xi} 、 σ_{yi} 和 τ_{xyi} 值,应在求解坐标系(即单元局部坐标系)下结合层结果提取命令(LAYER)提取,而蜂窝芯的剪切应力 τ_{xz} 和 τ_{yz} 即是层

合壳单元的中间层在单元局部坐标系下的计算结果。

结构的固有频率问题和屈曲问题归结为如下形式的广义特征值问题

$$[K]\{x\} = \alpha[M]\{x\} \quad (6)$$

式中, $[K]$ 、 $[M]$ 分别为刚度矩阵和质量矩阵, 对于固有频率问题, α 为结构固有频率的平方 ω^2 , 对于屈曲问题, α 为临界屈曲载荷因子 λ 。通过特征值屈曲计算得到 $\lambda^{[21]}$ 。考虑到几何刚度矩阵的稀疏性, 会给予空间迭代法求解带来困难, 因此采用 Bloelanczos 方法计算得到屈曲特征值, 对于固有频率问题亦采用此方法求解。

2.2 优化模型

综上, 建立优化设计模型如下:

$$\begin{aligned} \min mass(x); \quad x = (x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)^T \\ D = \begin{cases} x \in R^n, g_j(x) \leq 0, & j = 1, 2, \dots, p \\ x_k \leq x_k \leq \bar{x}_k, & k = 1, 2, \dots, q \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

式中, $mass(x)$ 是质量函数, 通过访问 ANSYS 数据库中的模型质量信息进行定义。设计变量 $x = (zk_i, hc_i, B_z, H_z, B_j, H_j, t_{j1}, t_{j2})^T$; $i = 1, 2, 3, 4; j = 1, 2, 3$ 。其中, 下标 i 表示筒壁单元分组, 下标 j 表示环向加强梁单元分组; zk 是铺层厚度, hc 是芯子高度; B_z, H_z 分别是纵向加强梁矩形截面宽度和高度, $(B_j, H_j, t_{j1}, t_{j2})^T$ 分别表示环向 T 型梁截面宽度、高度和翼板、腹板厚度。优化设计共 22 个设计变量。 $g(x)$ 、 x 和 \bar{x} 分别表示状态约束条件、设计变量上下限, p 和 q 表示约束条件的数量。优化设计应满足下列约束条件:

- (1) 强度约束, 如式(1)~(2)所示;
- (2) 稳定性约束, 如式(3)所示;
- (3) 结构的最大变形量不超过 3mm;
- (4) 整星结构的一阶振动频率不低于 15Hz;
- (5) 临界屈曲载荷因子不小于 400;
- (6) 各设计变量的几何尺寸上下限约束。

对如下的几种优化设计方案进行了比较:

- (1) 筒壁各单元组的 zk_i, hc_i 分别保持相等, 即相当于不分段的优化, 对全部设计参数进行优化;
- (2) 仅对梁截面尺寸参数进行优化;
- (3) 对筒壁各单元组 zk_i 进行优化, 同时包括梁截面尺寸参数优化;
- (4) 对筒壁各单元组 hc_i 进行优化, 同时包括梁截面尺寸参数优化;
- (5) 分段优化, 对全部设计参数进行优化。

图4给出了优化计算的完整流程。须指出, 应用 ANSYS 软件进行优化计算时, 设计参数定义应位于分析宏文件中/ PREP7(进入前处理器) 行之前。一个完整的分析宏文件包括建立参数化有限元模型、求解控制及结果后处理。进入 ANSYS 优化模块后, 首先运行分析宏文件, 并定义设计变量、状态变量和目标函数, 其中状态变量的定义包含了图3所示的计算程序, 再设置优化方法及其它控制参数以形成完整的优化脚本文件, 即可在优化模块中运行优化程序。

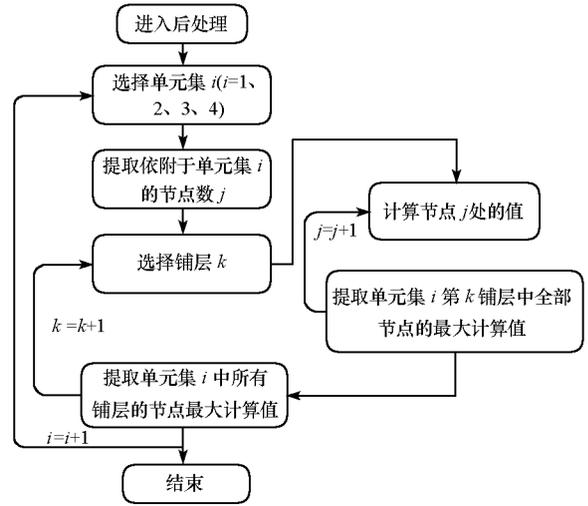


图3 后处理程序流程
Fig. 3 Procedure of the postprocessing

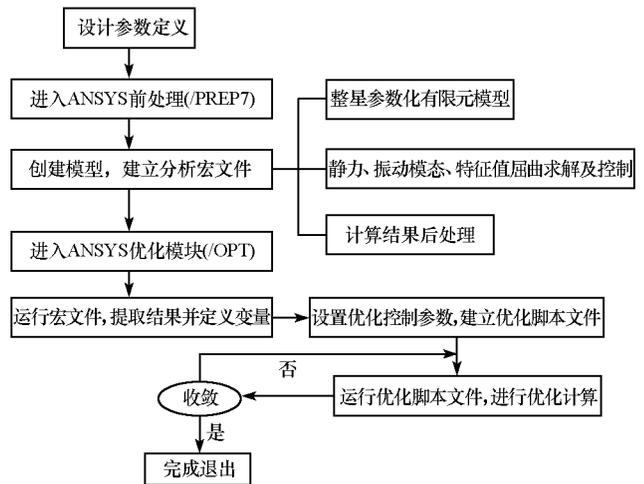


图4 优化计算流程图
Fig. 4 Procedure of the optimization calculation

2.3 计算结果

采用零阶优化方法, 根据最小二乘逼近原理, 按照单一步长在每次计算后将设计变量在变化范围内加以改变, 求取一个函数面来拟合解空间, 再对该函数面求极值, 该方法需要指定最大可行设计序列数、最大迭代次数和曲线拟合选项等。这是一种普适的优化方法, 适于大多数工程问题, 一般情况下, 只要合理设置最大迭代次数和最大可行序列数即能保证不陷入局部极值点。本文采用的最大迭代次数为 40, 而最大可行序列数为 7 (程序默认值)。在满足强度、稳定性、位移、屈曲、频率和尺寸约束条件的前提下, 各种方案经优化得到的结构质量分别比初始设计减少 40.17%、30.69%、35.92%、34.53% 和 47.34%。限于篇幅, 仅给出方案 1 和方案 5 中各设计变量的优化情况, 如表 1、表 2 所示, 以优化值与初始值的比值形式给出; 图 5、图 6 给出无量纲目标函数的迭代过程。由表 1 可见, 5 号单元组的纵梁截面高度和 7 号单元组的环向加强梁截面宽度略有增加, 而其余参数值相比初始设计有所下降。由表 2 可见, 第 7、8 号单元组的环向加强梁高度增加, 各单元集其余设计变量相比初始设计, 面板厚度减小, 夹芯高度降低, 梁截面尺寸减小, 环梁翼板和腹板的厚度均有不同程度下降。按方案 1 和方案 5 优化得到的设计, 一阶振动频率分别为 18.19Hz 和 15.91Hz, 临界屈曲载荷因子分别为 497 和 406, 最大径向位移分别为 0.82mm 和 1.13mm, 均发生在 1 号单元组。将优化设计得到的参数代入整星模型, 各状态变量计算结果与简化模型结果相比均较接近, 最大误差不超过 6%; 方案 1 和方案 5 优化后的整星一阶振动频率分别等于 17.75Hz 和 15.69Hz, 与简化模型相比, 误差仅为 -2.42% 和 -1.38%。

表 1 方案 1 设计变量优化结果

Tab. 1 Design parameters' optimization results of scenario 1

单元组	设计变量	优化值/ 初始值	单元组	设计变量	优化值/ 初始值
1~ 4	zk	0.451	7	H_2	0.631
1~ 4	h_c	0.882	8	H_3	0.487
5	B_z	0.610	6	t_{11}	0.356
5	H_z	1.008	6	t_{12}	0.701
6	B_1	0.912	7	t_{21}	0.761
7	B_2	1.050	7	t_{22}	0.466
8	B_3	0.430	8	t_{31}	0.382
6	H_1	0.649	8	t_{32}	0.694

表 2 方案 5 设计变量优化结果

Tab. 2 Design parameters' optimization results of scenario 5

单元组	设计变量	优化值/ 初始值	单元组	设计变量	优化值/ 初始值
1	zk_1	0.207	7	B_2	0.702
2	zk_2	0.712	8	B_3	0.685
3	zk_3	0.171	6	H_1	0.630
4	zk_4	0.619	7	H_2	1.036
1	hc_1	0.910	8	H_3	1.226
2	hc_2	0.801	6	t_{11}	0.553
3	hc_3	0.854	6	t_{12}	0.188
4	hc_4	0.949	7	t_{21}	0.829
5	B_z	0.717	7	t_{22}	0.357
5	H_z	0.742	8	t_{31}	0.467
6	B_1	0.815	8	t_{32}	0.923

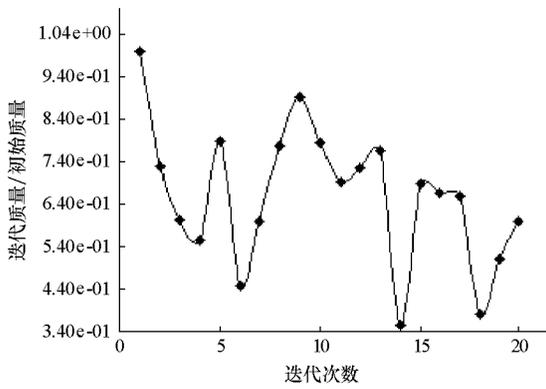


图5 方案1目标函数迭代过程

Fig. 5 Objective function iteration of scenario 1

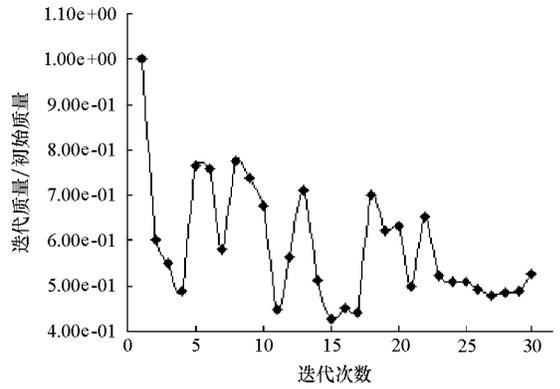


图6 方案5目标函数迭代过程

Fig. 6 Objective function iteration of scenario 5

3 结论

利用 ANSYS 软件对中心承力筒式卫星平台的复合材料蜂窝夹层筒进行了优化设计。根据整星模型有限元的计算结果对优化模型进行简化,加快了计算速度,同时有较好的计算精度。在满足结构的强度、变形、稳定性、振动和屈曲约束条件下,进行了中心承力筒结构的优化设计,提出的建模方法、优化方法和思路对同类结构的设计研究具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 袁家军. 卫星结构设计与分析(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 2004: 29- 33.
- [2] Quincieu J. Structure Design for Modular Platform and Capability on the USUsat 2 Micro Satellite[C]//Space 2004 Conference and Exhibit, 2004.
- [3] 顾元宪, 亢战, 赵国忠, 等. 卫星承力筒复合材料结构的优化设计[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 88- 91.
- [4] Jack R V. Optimum Design of Composite Honeycomb Sandwich Panels Subjected to Uni-axial Compression[J]. AIAA J., 1986, 24(10): 1690- 1696.
- [5] Kodyalam S, Nagendra S, Destefano J. Composite Sandwich Structure Optimization with Application to Satellite Components[J]. AIAA J., 1996, 34(3): 614- 621.
- [6] Kam T Y, Lai F M. Minimum Weight Design of Laminated Composite Plates Subject to Strength Constraint[J]. AIAA J., 1996, 35: 1699- 1708.
- [7] Kam T Y, Lai F M. Optimum Design of Laminated Composite Foam-filled Sandwich Plates Subjected to Strength Constraint[J]. Solids and Structures, 1999, 36: 2865- 2889.
- [8] Hutchinson J W, He M Y. Buckling of Cylindrical Sandwich Shells with Metal Foam Cores[J]. Solids and Structures, 2000, 37: 6777- 6794.
- [9] Vidal C A. Application of Sensitivity Analysis for Optimization of a Satellite Structure[R]. AIAA 98- 1820, 1998.
- [10] Kodyalam S, Graichen C M, Connell I J, et al. Design Optimization of Satellite Structures for Frequency, Strength, and Buckling Requirements [C]//31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 93- 0098, 1993.
- [11] Ha K H. Finite Element Analysis of Sandwich Plate: An Overview[J]. Comput. Struct., 1990, 36(3): 397- 403.
- [12] 富明慧, 尹久仁. 蜂窝芯层的等效力学参数[J]. 力学学报, 1999, 31(1): 13- 118.
- [13] 王虎, 富明慧. 芯层内面刚度的蜂窝夹层板壳结构模型[J]. 中山大学学报(自然科学版), 1998, 37(4): 46- 49.
- [14] 赵金森. 铝蜂窝夹层板的力学性能等效模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [15] Lou M C, Tsuha W S. Structural Development of TOPEX/POSEIDON Satellite[C]//1992 Aerospace Design Conference, AIAA 92- 1224, 1992.
- [16] Hamsen N, Kormeier T, Rudolph S. Structural Dynamic Conceptual Design of Satellites by Design Language[C]//2007 Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2007- 2285, 2007.
- [17] 许椿荫. 防空导弹结构与强度[M]. 北京: 宇航出版社, 1993: 337- 341.
- [18] 于海昌, 贾文成. 大型捆绑火箭振动试验液体取代与支承影响修正方法[J]. 强度与环境, 1996(1): 25- 33.
- [19] 邓魁英, 王毅. 火箭动特性的缩比模型及建模分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(3): 6- 12.
- [20] 夏利娟. 卫星结构动态特性的全局优化设计研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2002: 119- 121.
- [21] 刘莉, 喻秋利. 导弹结构分析与设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1999.