

文章编号 1004-924X(2015)11-3083-07

## 飞行器主承力结构的轻量化设计

刘 源<sup>1\*</sup>, 肖任勤<sup>2</sup>, 韩德东<sup>3</sup>, 郭辉荣<sup>2</sup>

- (1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 湖北航天技术研究院 总体设计所, 湖北 武汉 430048;
3. 哈尔滨工业大学 机电学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:**利用碳纤维复合材料具有比强度及比模量高等优点,针对中心承力筒式卫星主承力结构设计了一种主承力架和若干独立模块层单元组合的结构方案。通过复合材料层压板理论和截面设计理论,对主承力架进行了结构设计。该主承力架由碳纤维复合材料铺层成型,消除了层间耦合刚度;采用薄蒙皮+“几”字型筋+T型环筋的桁架结构和合理的工艺设计提高了主承力架的承载能力。对所设计的主承力架结构进行了数值仿真分析,结果表明主承力架强度和刚度均满足设计要求。最后,对主承力架进行了实验验证,结果显示,实验结果与仿真计算结果基本一致。与铝合金材料结构设计相比,采用碳纤维复合材料的主承力架结构的重量减少了30%以上,实现了飞行器主承力结构的轻量化。

**关键词:**飞行器;碳纤维复合材料;主承力结构;轻量化设计

**中图分类号:**V414.1 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152311.3083

## Lightweight design of primary force-taking structures for spacecrafts

LIU Yuan<sup>1\*</sup>, XIAO Ren-qin<sup>2</sup>, HAN De-dong<sup>3</sup>, GUO Hui-rong<sup>2</sup>

- (1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Graduate School of Hubei Aerospace Technology Academy, Wuhan 430048, China;
3. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

\* Corresponding author, E-mail: liuyuan\_hit@hit.edu.cn

**Abstract:** On the basis of carbon fiber composites with advantages of high specific strength and high modulus, a structural design scheme of the carbon fiber composite primary force-taking structure combined with several layer element modules was proposed for a principle bearing cylinder in satellite and rocket structures. A primary force-taking structure was designed based on composite laminate structure theories and section beam theories. The designed primary force-taking structure was molded in layering by carbon fiber composite material piles to remove the couple stiffness between the layers and was formed with a thin skin+“几”stringers+“T”-shaped cross-rib truss structure to improve its loading abilities. The primary force-taking structure was simulated numerically. The results indicate that the strength and stiffness of the designed structure meet design requirements. Finally, the primary force-taking structure was assessed by experiments. The verified results show that both the

收稿日期:2015-06-10;修订日期:2015-08-01.

基金项目:国家自然科学基金面上项目(No. 51375109);哈尔滨工业大学科研创新基金资助项目(No. HIT. NSRIF. 2014027);国家留学基金资助项目

experimental results and simulation results are consistent. As compared to the same type of aluminum structure, the deadweight of the designed structure has reduced by 30%, which means that the proposed lightweight design method is effective.

**Key words:** spacecraft; carbon fiber composite; primary force-taking structure; lightweight design

## 1 引言

碳纤维/树脂基蜂窝夹层复合材料作为一种轻质材料,比强度、比模量高,能适应外太空长时间、高低温交变及真空的工作环境,已在火箭发动机壳体 and 舱段、大型运载火箭及卫星有效载荷的结构件等方面得到了广泛应用<sup>[1-3]</sup>。在国内,碳纤维/树脂基复合材料已应用于 CZ-2E 火箭的卫星对接支架和 CZ-3 的整流罩等火箭的上面级<sup>[4]</sup>,以及东方红三号卫星、资源一号卫星和资源二号卫星的承力筒上<sup>[5-7]</sup>。在国外,日本宇航开发集团在近年开发的低成本、高性能,具有国际竞争水平的大型运载火箭 H-2A 的级间段采用了碳纤维增强塑料代替铝合金半硬壳式结构<sup>[8]</sup>。法国阿里安火箭的二、三级级间段使用碳纤维环氧复合材料代替铝合金,使级间段结构的重量减轻了 20%。“钻石-A”运载火箭也大量使用了纤维/树脂基复合材料。此外,美国三叉戟-2 导弹、战斧式巡航导弹、大力神-4 火箭、法国的阿里安娜 2 型火箭、日本的 M-5 火箭等的发动机壳体也主要采用碳纤维/树脂基复合材料<sup>[4]</sup>。目前,国际通信卫星 V 号、鑫诺卫星、亚太二号卫星也分别采用 B00、M55J 和 M60J 碳纤维复合材料面板、铝蜂窝芯和铝合金框组成的夹层结构圆柱壳<sup>[9-12]</sup>。相比火箭

$$U_j = \sum_{i=1}^n \int_j \left\{ \frac{M_{xi} \overline{M}_{xi}}{E_i I_{xi}} + \frac{M_{yi} \overline{M}_{yi}}{E_i I_{yi}} + \frac{M_{zi} \overline{M}_{zi}}{E_i I_{zi}} + \frac{u_{yi} Q_{yi} \overline{Q}_{yi}}{G_i A_i} + \frac{u_{zi} Q_{zi} \overline{Q}_{zi}}{G_i A_i} + \frac{N_i \overline{N}_i}{G_i A_i} \right\} dx, \quad (1)$$

式中: $n$ 为单元个数; $M_x, M_y, M_z, Q_y, Q_z, N$ 为实载荷工况下梁单元的内力; $\overline{M}_x, \overline{M}_y, \overline{M}_z, \overline{Q}_y, \overline{Q}_z, \overline{N}$ 为单位虚载荷工况下梁单元的内力; $u_{yi}, u_{zi}$ 为计算平均剪应变的修正系数。由式(1)可知,位移和截面的转动惯量有关系,截面的转动惯量越大,在同样的载荷下变形越小。

碳纤维复合材料的层合板由单向板组成。单向板的应力应变关系为:

结构,碳纤维/树脂基蜂窝夹层复合材料在卫星结构研制中的应用更为普遍。

卫星依靠运载火箭来发射,受运载火箭发射能力的限制,卫星质量与发射条件和发射成本关系密切。卫星结构质量占整星质量的比例较大,因此,尽量减小卫星结构的质量是结构设计的首要任务。本文对采用碳纤维复合材料的中心承力筒式飞行器主承力架结构进行了轻质设计。根据载荷特点设计了薄蒙皮+“几”字型筋+T型环筋的桁架构型,通过碳纤维复合材料的合理铺层消除了层间耦合刚度,通过合理的工艺设计提高了主承力架的承载能力。

## 2 结构力学模型

飞行器复合材料结构设计以结构质量最轻为目标,同时,结构的强度和刚度需满足设计要求。主承力架结构截面层和复合材料层压板的设计是影响其强度和刚度的两个重要因素。

在结构截面层设计中,根据单位虚位移法求解约束点的位移。在建立模型时,根据约束的不同性质对应力约束做零阶近似,按满应力准则化为动态尺寸下限;通过单位虚载荷法,将隐式的位移约束转化为设计变量的显函数,根据求解位移的单位虚载荷法,约束点位移的显式表达式为<sup>[13]</sup>:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_x \\ \xi_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

层合板第  $k$  层的应力可以用中面的应变  $\{\xi^0\}_m$  和曲率  $\{\chi\}_m$  表示:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left( \begin{bmatrix} \xi_x^0 \\ \xi_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix}_m + z \begin{bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{bmatrix}_m \right). \quad (3)$$

基于复合材料层合板理论,假设层压板的各铺层是紧密连接的,层间无滑移,则变形符合直线假设。层压板的面应力  $\mathbf{N}$  和力矩  $\mathbf{M}$  符合层合板本构方程:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\xi}^0 \\ \mathbf{K} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{A}$  为面内刚度矩阵,  $\mathbf{B}$  为耦合刚度矩阵,  $\mathbf{D}$  为弯曲刚度矩阵,  $\boldsymbol{\xi}^0$  为层合板中的面应变列阵,  $\mathbf{K}$  为层合板中面合力矩列阵。面内刚度、耦合刚度和弯曲刚度的元素分别为:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}), \quad (5)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad (6)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\overline{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3), \quad (7)$$

式中  $(\overline{Q}_{ij})_k$  表示第  $k$  层的刚度。碳纤维层压板的设计以刚度满足设计要求为目标来设计构成层压板的单层板的铺层角度、层压板层数和铺层顺序,使得矩阵中  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ ,  $\mathbf{D}$  均大于设计值。

### 3 结构方案设计

#### 3.1 初始设计要求

飞行器中心承力筒式主承力结构需承载飞行器各分系统的仪器设备,适应地面、运载火箭发射和飞行器在轨飞行的工作环境。结构设计的初始条件定为:

- (1) 结构外形包络为  $1\ 500\ \text{mm} \times \varphi 1\ 200\ \text{mm}$ , 安装的载荷或设备总质量不超过  $700\ \text{kg}$ ;
- (2) 在飞行工况下最大过载不超过  $15\ g$ ;
- (3) 主承力结构质量不超过  $40\ \text{kg}$ ;
- (4) 结构有足够的刚度,强度安全系数不小于  $1.8$ ,最大变形不超过  $2\ \text{mm}$ 。

#### 3.2 复合材料主承力架设计

根据构型、功能需求和载荷分布等特点,中心承力筒式卫星主承力结构采取主承力架和若干层单元组合的总体结构设计思想。层单元相互独立地安装在承力架顶端、中部和底端,主要用于安装有效载荷和飞行器各分系统的单机设备,层单元的载荷通过安装位置最终传递到主承力架上。作为主承力结构,主承力架主要用于承受载荷和传

递载荷。中心承力筒式卫星主承力结构如图 1 所示。

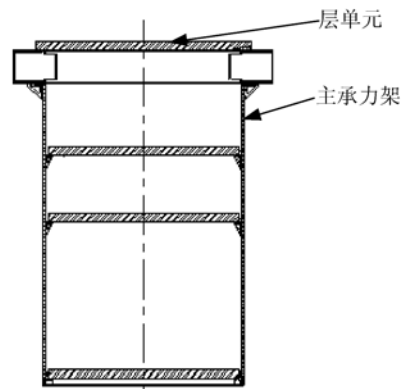


图 1 中心承力筒式主承力结构

Fig. 1 Structure of primary force-taking with principle bearing cylinder

在确定主承力架构型时,需要综合考虑强度、刚度及质量的要求。碳纤维复合材料应在根据需求具备可设计性,保证纤维连续性的同时,可最大限度地发挥其比强度高、比模量高的特点,主承力架选用 T700 碳纤维/TDE85 环氧树脂复合材料,该材料的单向板力学性能如表 1 所示。

表 1 T700/TDE85 单向板力学性能

Tab. 1 Mechanical property of T700/TDE85 unidirectional laminates

压缩强度/MPa		压缩模量/GPa		剪切模量/GPa	层间剪切强度/MPa
0°	90°	0°	90°		
557.2	69.3	110	9.2	4.6	48

为了满足设备的安装需求,中心承力筒式卫星主承力结构需要设置较多的操作开口,如采用传统的圆筒壳或密肋加筋壳式结构;但这种结构的复合材料纤维容易被打断,且主承力架主要承受轴向载荷和弯矩,失效形式为轴压失稳,因此,主承力结构采用蒙皮+纵梁+环筋的桁架结构方案。由纵梁承受主要载荷,环筋和蒙皮提高抗失稳承载能力及维型。结合截面层设计原则,纵梁选用“几”形截面,该截面惯性矩大,抗扭、抗弯曲和抗压能力强;环筋采用“T”形截面,该截面抗失稳能力强,截面结构如图 2 所示。

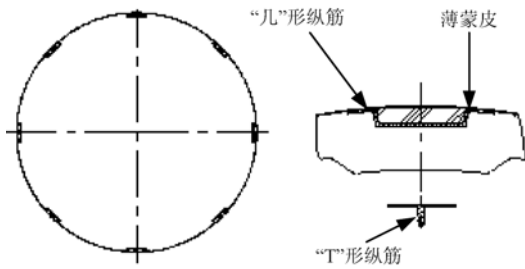


图 2 主承力架截面示意图

Fig. 2 Diagrams of sections of principle bearing cylinder

承力架由树脂和纤维构成的复合材料构成,因树脂的拉伸强度极限和拉伸模量为纤维的 2%~5%,在设计时主要考虑纤维结构设计。承力架是由单层板按照不同的角度铺设而成的层压板,由于面内正交各向异性的特性,可通过选择单层铺设角、铺层比、铺层顺序获得所要达到的层合板刚度。依据层合板理论,采用对称型的铺层方式消除耦合刚度  $B$ 。通过矩阵式求解,计算出“几”形纵梁、环向筋、端框和蒙皮的尺寸及铺层,结果如表 2 所示。

表 2 主承力架设计尺寸和铺层

Tab. 2 Dimensions of primary force-taking structure and its lay-up design

位置	尺寸/mm	铺层
“几”形纵梁厚度	厚度 2.5	[±45/0 <sub>2</sub> /90/0/90/0 <sub>2</sub> /90/0/90/0 <sub>2</sub> /-45/+45]
	宽度 115	
	高度 15	
环向筋	厚度 2 宽度 40	[±45/0 <sub>2</sub> /90/0 <sub>3</sub> /90/0 <sub>2</sub> / -45/+45]
前后端框	厚度 2	[(±45/0 <sub>2</sub> /90) <sub>6</sub> /-45/+45]
蒙皮	厚度 0.8	[±45/90/-45/+45]

主承力架的外形尺寸较大,为保证加工精度,提高性能,先通过在模具上采用铺层的方式成型纵梁,后采用缠绕的方式成型环筋,然后用铺层的方式成型蒙皮,最后通过模具用机械加压方式在烘箱内高温高压成型。环筋和纵梁的部分纤维通过调整铺层和缠绕的次序,可以互相交错在一起,纵梁的纤维则延伸到两边的端框,保证了主承力纤维的连续,纵梁、环筋和两端的端框连成整体,提高了承载能力。为了进一步提高承载能力,在

纵梁的空腔内填充轻质发泡材料。纤维连续性设计、铺层缠绕并行、纵横交错的设计方案充分发挥了复合材料的性能,结构效率高。

采用以上复合材料及制造工艺设计的主承力架的质量为 35 kg,而在满足构型、功能需求和同类载荷条件下,采用铝合金材料设计的主承力架质量为 45.5 kg,比复合材料的质量高 30%。

## 4 数学仿真分析

### 4.1 结构建模

利用 MSC/Nastran 中专门的复合材料计算模块对所设计的主承力架静载性能进行了仿真计算。主承力架纵向的“几”形筋与外蒙皮整体成形,由于蒙皮较薄,计算时认为蒙皮不承载,结构的承载能力主要由截面的惯性矩决定。将主承力架曲面划分为壳单元,横向筋定义板壳单元,“几”形纵梁按照截面惯性矩相等的原则定义为壳单元。材料上定义 2D 正交各向异性的单向板,按照设计铺层定义为层合板。根据主承力架实际的连接方式,在后端面 6 个方向完全约束,在层单元安装位置施加载荷,通过惯性方式施加过载。主承力架的数学仿真有限元几何模型如图 3 所示。

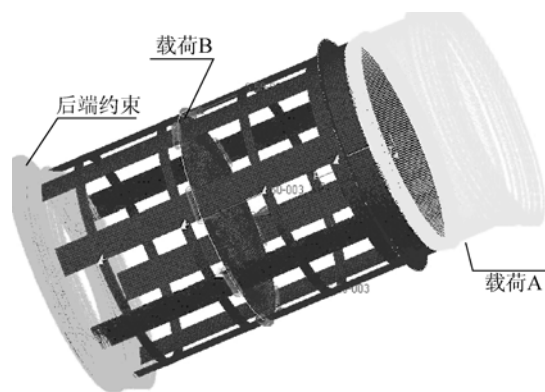


图 3 主承力架的有限元几何模型

Fig. 3 Finite element model of primary force-taking structure

### 4.2 静力分析

结构承受载荷主要有剪力、弯矩、轴力。根据圆筒壳计算理论,弯矩转化为等效的轴向压力来计算;剪力对圆筒壳结构强度的影响较小,在实际计算中可不予考虑。按照弯矩与轴力的等效原则,根据等效关系  $T_{eq} = 4M_i/D + T$ ,考虑载荷分

配转换,主承力架在前端面 and 中间面分别承受 40 000 N 和 60 000 N 的轴向载荷。通过在安装部位施加载荷,主承力架的应力云图、变形云图和失稳波形图分别如图 4、图 5 和图 6 所示。可以看出,主承力架的最大应力值为 80.6 MPa,轴向压缩变形为 0.862 mm。根据计算和分析,承力架主要是失稳破坏,该承力架的稳定性系数  $f$  为 2.9。通过在前段和中部按照相同比例施加载荷,当载荷为 400 kN 时,承力架失稳,即主承力架的承载能力为 400 kN。

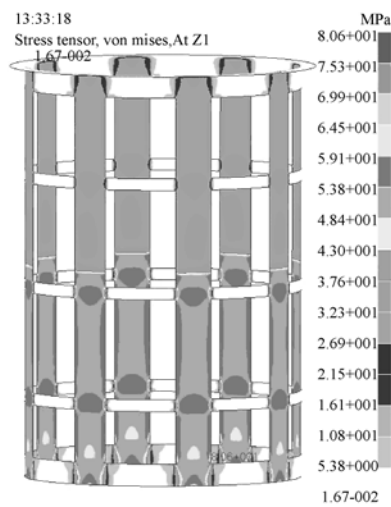


图 4 主承力架应力云图

Fig. 4 Stress nephogram of primary force-taking structure

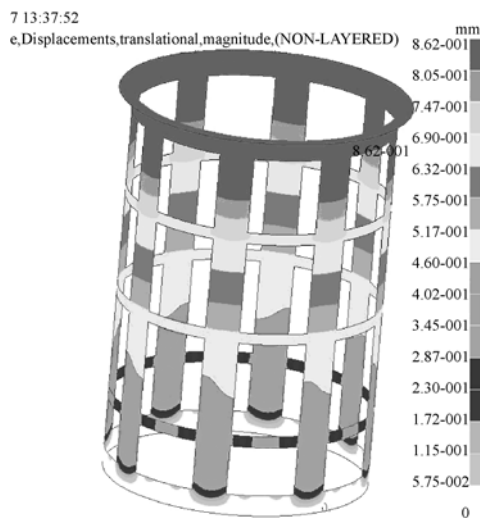


图 5 主承力架变形云图

Fig. 5 Deformation nephogram of primary force-taking structure

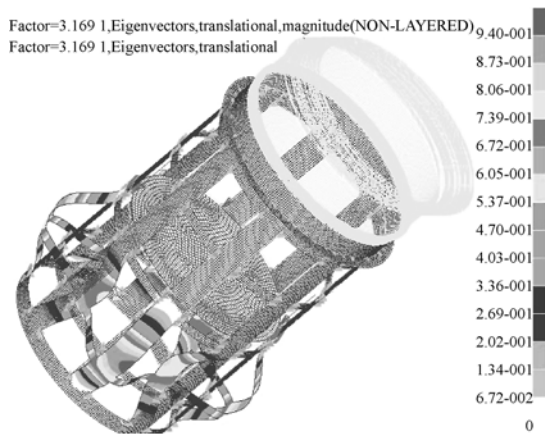


图 6 主承力架失稳波形图

Fig. 6 Instability oscillograph of primary force-taking structure

### 5 承载试验

通过设计和仿真分析,主承力架具有较高的承载能力,由于复合材料的性能存在离散性,且复合材料的计算技术不够成熟且误差较大,因而,需要对主承力架进行地面实验验证。结合承载特点,主承力架静载试验加载在上端面 and 中间面,主承力架静载实验照片如图 7 所示。通过位移传感器测量 0°和 90°两个方向的位移。

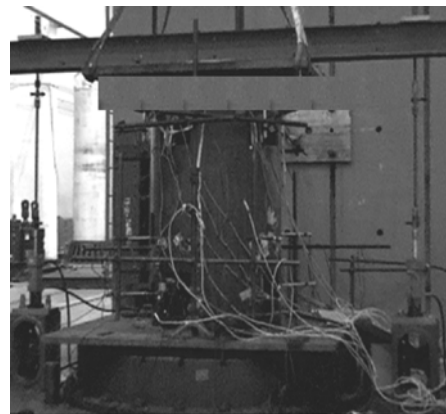


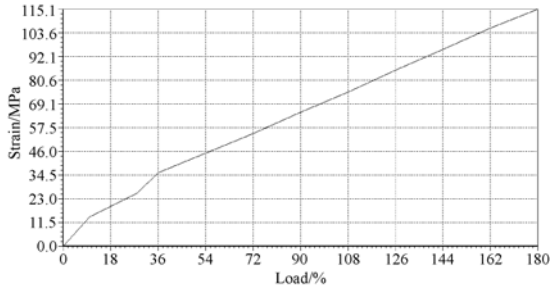
图 7 主承力架静载试验

Fig. 7 Static load test for primary force-taking structure

根据主承力架的位移测试结果,在 180%使用载荷的作用下,前端面的轴向位移最大为 0.78 mm,中间部位的径向位移最大为 1.30 mm,卸载后位移传感器的位移和应变片应变全部回到零位。

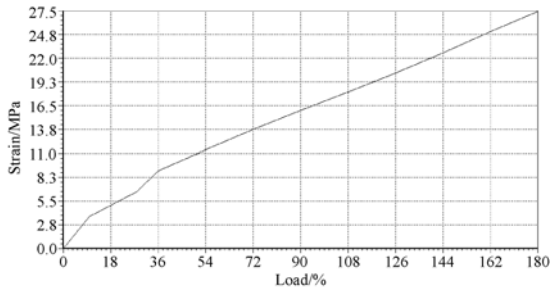
根据应力与应变的关系计算典型测量点的承力架应力,在 180%使用载荷内,承力架 0°方向(轴向)

的应力比较大,90°方向的应力比较小。某典型测点的载荷-应力曲线如图 8 所示,0°方向的应力最大值为 115.1 MPa,90°方向的应力最大值为 27.5 MPa。



(a) 0°方向曲线

(a) Curve in 0° direction



(b) 90°方向曲线

(b) Curve in 90° direction

图 8 典型测点的载荷-应力曲线

Fig. 8 Load stress curves of typical measuring points

## 参考文献:

- [1] 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.  
LI W, GUO Q F. Application of carbon fiber composites to cosmonautic fields[J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(3): 201-212. (in Chinese)
- [2] 刘磊, 高明辉. 空间大口径望远镜可展开式反射镜单元镜支撑技术[J]. 光学 精密工程, 2005, 13(3): 127-134.  
LIU L, GAO M H. Support technique of deployable unit mirror in space large aperture telescope[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(3): 127-134. (in Chinese)
- [3] 虞自飞, 周徐斌, 申军烽, 等. 卫星飞轮隔振与吸振联合减振系统设计[J]. 光学 精密工程, 2014, 22(4): 897-903.  
YU Z F, ZHOU X B, SHEN J F, *et al.*. Design of joint vibration reduction system combined isolation and absorption for flywheel[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(4): 897-903. (in Chinese)

对主承力架多点测量实验结果的分析显示,应力与载荷呈很好的线性关系,在实验过程中均一直处于弹性变形,主承力架强度和刚度均满足设计要求。在轴压载荷作用下,主承力架的失稳部位出现在中间部位,与理论计算结果相吻合。推算出承力架的轴压承载能力约为 430 kN,与理论计算结果相差不超过 10%,其主要原因是理论计算时简化了计算模型。

## 6 结 论

本文利用碳纤维复合材料具有比强度高、比模量高、质量轻及可设计性好等特点,针对中心承力筒式卫星主承力结构,设计了一种碳纤维复合材料主承力架和若干独立模块层单元组合的结构方案,以期该主承力结构质量最轻。对所设计的主承力架结构进行了数值仿真分析和试验验证。结果表明,仿真分析结果和实验结果基本一致,结构强度和刚度均满足设计要求。所设计的主承力架结构实现了轻量化设计,重量比铝合金材料设计下降了 30%。

- [4] 姚俊, 谭时芳, 李明珠, 等. 一体化、轻量化卫星承力筒的研究[J]. 航天返回与遥感, 2010(1): 55-63  
YAO J, TAN SH F, LI M ZH, *et al.*. Study on the combined and light satellite cylinder[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2010(1): 55-63. (in Chinese)
- [5] 刘夏杨. 航天飞行器复合材料上面级结构设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.  
LIU X Y. Design and simulation of the composite upstage of aerospace vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [6] MCCARTHY M A, MCCARTHY C T, PADHI G S. A simple method for determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints [J]. *Composite Structures*, 2006, 73(1): 78-87.
- [7] 汪玮. 运载火箭加速级复合材料载荷承力结构优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.  
WANG W. *Optimum Design of Composite Payload Bearing Structure on the Launch Vehicle Acceleration Stage* [D]. Nanjing: Nanjing University

- of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] 郭疆, 邵明东, 王国良, 等. 空间遥感相机碳纤维机身结构设计[J]. 光学精密工程, 2012, 20(3): 571-578.
- GUO J, SHAO M D, WANG G L, *et al.*. Design of optical-mechanical structure made of CFC in space remote sensing camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(3): 571-578. (in Chinese)
- [9] 丁玲, 孙辉, 贾宏光, 等. 应用遗传算法优化设计机翼复合材料蜂窝夹层结构蒙皮[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3272-3279.
- DING L, SUN H, JIA H G, *et al.*. Optimization design of composite wing skin with honeycomb sandwich by genetic algorithm[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3272-3279. (in Chinese)
- [10] 李威, 刘宏伟. 大口径空间光学遥感器的碳纤维复合材料精密支撑构件的结构稳定性研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2173-2179.
- LI W, LIU H W. Structure stability study for carbon fiber composites precision component in a large aperture space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2173-2179. (in Chinese)
- [11] 付密果, 刘源, 崔敏亮, 等. 空间飞行器用金属橡胶减振器[J]. 光学精密工程, 2013, 21(5): 1174-1182.
- FU M G, LIU Y, CUI M L, *et al.*. Metal-rubber vibration absorber for aircraft[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(5): 1174-1182. (in Chinese)
- [12] 沙巍, 陈长征, 许艳军, 等. 离轴三反空间相机主三镜共基准一体化结构[J]. 光学精密工程, 2015, 23(6): 1612-1619.
- SHA W, CHEN CH ZH, XU Y J, *et al.*. Integrated primary and tertiary mirror components from common base line of off-axis TMA space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(6): 1612-1619. (in Chinese)
- [13] 隋允康, 张政, 杜家政. 框架结构的截面和形状两级优化[J]. 工程力学, 2009, 26(8): 116-122.
- SUI Y K, ZHANG ZH, DU J ZH. Two-level optimization for section and shape of framed structures[J]. *Engineering Mechanics*, 2009, 26(8): 116-122. (in Chinese)

#### 作者简介:



刘 源(1981—),男,山东新泰人,讲师,博士后,2007年、2010年于哈尔滨工业大学分别获得硕士、博士学位,主要从事飞行器多学科集成设计及优化、飞行器虚拟试验系统的研究。E-mail: liuyuan\_hit@hit.edu.cn



肖任勤(1983—),男,湖北武汉人,硕士,工程师,主要从事飞行器结构总体设计方面的研究。E-mail: xrq1983@126.com

(版权所有 未经许可 不得转载)