

碳纤维承力筒一体化结构设计及试验验证

张春雨, 吕凯, 张宗华, 朱华, 顾志悦

(上海卫星工程研究所 空间机热一体化技术实验室, 上海 200240)

摘要: 为了减小卫星结构质量并保持良好的力学传递性能, 文章在不改变原中心承力筒构型和外部接口的情况下, 对碳纤维 T800H 树脂基复合材料的桁条加筋承力筒进行了锥柱一体化的结构设计, 包括: 采用可行方向法优化了承力筒的尺寸, 确定了蒙皮单层铺层厚度和铺层方式, 对端框进行了一体化的设计, 以及各部件采用胶接的方式。优化后的承力筒结构质量减小约 52.4%。对该承力筒在整星状态下进行相应的力学分析, 完成了承力筒静力试验和整星的振动试验, 结果表明, 该承力筒的结构性能满足使用要求。

关键词: 中心承力筒; 碳纤维复合材料; 一体化结构设计; 试验验证

中图分类号: V414.8

文献标志码: B

文章编号: 1673-1379(2014)02-0186-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2014.02.015

Integrated structural design and experimental verification of cylinder made of carbon fiber composite material

Zhang Chunyu, Lü Kai, Zhang Zonghua, Zhu Hua, Gu Zhiyue

(Laboratory of Space Mechanical and Thermal Integration Technology,
Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China)

Abstract: For reducing the weight of a satellite and enhancing its mechanical transfer performance, the carbon fiber T800H resin matrix composite material is used for the conical-columned integrated structural design of the stringer stiffened cylinder according to the actual demands of developing the satellite, the size of the cylinder is optimized, the thickness of the envelope and the stacking sequences are defined, the integrated joint frames are designed, and the adhesive technique is adopted in jointing parts of the cylinder. After the structural optimization design, the mass of the cylinder is reduced by about 52.4%. Meanwhile, the corresponding mechanical analysis is performed for the full satellite. The static test of the cylinder and the vibration test of the full satellite are carried out. It is shown that the cylinder can satisfy the technical requirements.

Key words: central cylinder; carbon fiber composite materials; integrated structural design; experimental verification

0 引言

中心承力筒是卫星的主要承载结构, 它不但是卫星结构设计、制造、装配和精度测量的基准, 还为卫星试验、运输、运载火箭以及其他地面支持设备的连接提供接口^[1-2]。目前, 中心承力筒有网格加筋、波纹、桁条加筋和蜂窝夹层 4 种结构形式, 它们的稳定性都很好, 但其他性能有差异。从比刚度来看, 波纹结构、桁条加筋结构和蜂窝夹层结构强于网格加筋结构; 从可设计性及工艺性来看, 桁

条加筋结构和蜂窝夹层结构优于网格加筋结构和波纹结构; 从制造成本来看, 桁条加筋结构成本最低^[3]。综合比较而言, 桁条加筋结构是中心承力筒最佳的结构形式。

除了结构形式与承力筒的制造工艺性紧密相关外, 材料对其性能也有重要影响。碳纤维复合材料结构具有良好的比强度、比刚度和可设计性^[4], 并且根据不同的使用要求还可调整碳纤维材料和铺层方式。毛佳等^[5]研究了复合材料蜂窝夹芯筒的

多因素优化设计，包括结构强度、变形、振动和屈曲等约束因素，有效降低了结构质量。陈伟明^[6]研究了复合材料网格状承力筒的优化设计，讨论了承力筒的网格夹角、网格数、网格截面、蒙皮厚度、铺层方式以及材料选择等设计变量的确定，并通过试验验证了结构优化设计的正确性。碳纤维桁条加筋结构是一种由碳纤维蒙皮和桁条组成的薄壳结构，具有承载能力强、质量小的优点，广泛用于导弹头锥壳体、复合裙、级间段、运载火箭、弹体舱段、仪器舱、卫星支架等以承受轴向压力为主的结构^[7]，但用作卫星的主承力结构在国内尚无先例。

为了提高某卫星结构性能，有效降低结构质量，本文优化设计了一种新型碳纤维桁条加筋的承力筒，并开展了相关力学试验，验证了其各项性能指标。

1 某卫星承力筒优化前的方案

根据总体论证要求和整星力学分析，某卫星优化前的主承力筒采用铝合金桁条加筋结构方案，采用铆接的连接方式。由于工艺限制，该铝合金铆接承力筒采用分体设计，由圆锥筒和圆柱筒两部分组成（如图 1 所示）。该承力筒的总质量为 21 kg。

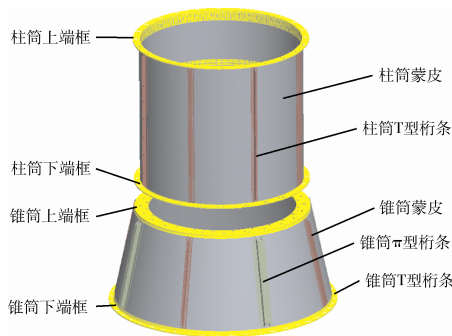


图 1 优化前的铝合金桁条加筋筒结构示意图
Fig. 1 Structure diagram of aluminum alloy cylinder before optimization

2 承力筒的优化设计

为追求更高的单位结构承载比和卫星对减重的需要，要求在不改变承力筒整体构型及外部接口的前提下，对承力筒的材料、尺寸、复合材料铺层以及连接形式等进行一体化优化设计。设计指标要求：1) 承载能力 ≤ 1450 kg；2) 横向弯曲刚度 ≥ 15 Hz，纵向刚度 ≥ 30 Hz；3) 强度裕度 ≥ 0.25；

4) 稳定性 ≥ 1.3^[8]。

2.1 材料对比分析

在保持所有尺寸参数均与铝合金铆接承力筒设计状态一致的前提下，对铝合金及 T300、T800H、M55J 三种常用碳纤维复合材料的刚度、强度、稳定性、质量、制造成本进行了比较（见表 1），确定选用碳纤维 T800H 树脂基复合材料作为该承力筒的结构材料。

表 1 4 种材料的桁条加筋承力筒性能对比
Table 1 Comparison of performances among the cylinders of four kinds of materials

材料		铝合金	T300	T800H	M55J
弯曲刚度	x 向/Hz	18.30	16.10	17.24	19.62
	y 向/Hz	18.88	16.52	17.73	20.32
强度裕度	工况 1: 纵-3.6g, 横 1.2g	0.81	1.52	1.45	1.02
	工况 2: 纵-7.0g, 横 0.9g	0.41	0.67	0.48	0.19
屈曲因子	工况 1: 纵-3.6g, 横 1.2g	1.37	1.27	1.54	2.18
	工况 2: 纵-7.0g, 横 0.9g	0.89	0.99	1.21	1.71
质量/kg		21.0	12.44	12.44	13.20
制造成本		较低	一般	一般	较高
综合评价		不选	次选 2	优选	次选 1

2.2 参数优化设计

确定了结构材料后，需要开展在整星状态下 T800H 碳纤维桁条加筋承力筒的参数优化设计。以整星刚度为约束条件，承力筒蒙皮厚度和桁条的截面尺寸为设计参数，承力筒质量最小化为设计目标，建立优化设计的数学模型为

$$\begin{cases} \text{Find: } \mathbf{X} \\ \min: f(\mathbf{X}) \\ \text{s.t.:} \\ g_j(\mathbf{X}) \geq 15 \quad (j=1,2,\dots,m) \\ x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad (i=1,2,\dots,n) \end{cases}, \quad (1)$$

其中： $f(\mathbf{X})$ 为承力筒质量目标函数； $g_j(\mathbf{X})$ 为刚度约束条件函数，主要考虑整星刚度约束（即整星一阶横向弯曲频率 ≥ 15Hz，一阶纵向频率 ≥ 30Hz）； \mathbf{X} 为设计参数，取承力筒蒙皮厚度与桁条的截面尺寸； x_i^L 和 x_i^U 为第*i*个设计参数取值的下限和上限。本文采用可行方向法进行问题的优化求解，通过对优化后的承力筒进行静力分析及屈曲分析完成强度及稳定性的校核。

可行方向法的基本思想是：从某一初始点出发，沿目标函数的负梯度方向前进至约束边界，然后继续寻找既能满足约束条件又能对目标函数值有所改善的新方向，直到找到最优点为止。优化问题的数学表述为

$$\begin{cases} \text{Find: } \mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_i]^T \\ \text{min: } f(\mathbf{X}) \\ \text{s.t.: } g_j(\mathbf{X}) \leq 0 \quad (j=1, 2, \dots, m) \end{cases} \quad (2)$$

取可行域内的一个初始设计点为 $\mathbf{X}^{(0)}$ ，在开始时目标函数的负梯度方向应是一个有效的可行方向，那么第1步迭代如下： $\mathbf{X}^{(1)} = \mathbf{X}^{(0)} - \alpha^{(0)} \nabla f(\mathbf{X}^{(0)})$ ，式中： $\alpha^{(0)}$ 为初始步长； $\nabla f(\mathbf{X}^{(0)})$ 为目标函数在 $\mathbf{X}^{(0)}$ 处的梯度矢量。从而， \mathbf{X} 的迭代为

$$\mathbf{X}^{(k+1)} = \mathbf{X}^{(k)} + \alpha^{(k)} \mathbf{P}^{(k)}, \quad (3)$$

式中： $\mathbf{P}^{(k)}$ 为可行方向矢量； $\alpha^{(k)}$ 为迭代步长，可由一维搜索的方法求得。对于每一个约束条件，可求得一个 $\alpha_j^{(k)}$ ($j=1, 2, \dots, m$)。为使 $\mathbf{X}^{(k+1)}$ 落在可行域内，应使 $\alpha^{(k)} = \alpha_j^{(k)} = \min(\alpha_1^{(k)}, \alpha_2^{(k)}, \dots, \alpha_m^{(k)})$ ，其中， j' 表示下一次迭代起作用的约束（下一步应求 g_j 的梯度，并与目标函数的梯度矢量单位化，合成求得可行方向）。重复上述步骤，最终求得最优点。

在保持圆柱段和圆锥段蒙皮铺层方式不变的情况下，采用可行方向法进行承力筒尺寸优化设计，经过优化迭代获得了承力筒的最优设计参数，并根据生产加工的实际情况对优化后的参数结果进行圆整处理，其中，碳纤维单层铺层厚度确定为 0.1 mm，采用分层设计。优化设计结果和最终设计参数见表 2。优化设计后的承力筒结构减重 19.6%。

表 2 承力筒参数优化

Table 2 Parameter optimization of the cylinder

参数	初始设计	优化设计	最终设计
圆柱段蒙皮厚度/mm	0.8(8层)	0.889	0.9(9层)
圆锥段蒙皮厚度/mm	0.96(10层)	1.114	1.1(11层)
上端框厚度/mm	5.12	3.2	4
中端框厚度/mm	5.12	3.2	4
下端框厚度/mm	5.12	3.2	4
下舂瓶安装法兰厚度/mm	5.12	3.2	4
上舂瓶安装法兰厚度/mm	3	1	2
T型桁条宽度/mm	28	15(柱筒) 27(锥筒)	20
π 型桁条宽度/mm	56	44	44
桁条厚度/mm	2	1(π 型) 2(T型)	1.5
总质量/kg	12.44	9.50	10.0

2.3 蒙皮铺层设计

承力筒蒙皮由碳纤维无纬布铺设而成。承力筒铺层设计的主要内容有：选取合适的铺层角度，确定各种角度铺层的比例、各种角度铺层的顺序、单层厚度以及层合板的总层数。为了保证蒙皮铺设的均匀性，碳纤维铺层设计一般采用准各向同性的对称铺层^[9]。在上述优化设计所确定的 9 层圆柱段蒙皮和 11 层圆锥段蒙皮的基础上，充分考虑铺设后承力筒力学性能及碳纤维复合材料铺层的工艺性要求，确定圆柱段的铺层角度顺序依次为 $[+45^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$ ，圆锥段的铺层角度顺序为 $[+45^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/+45^\circ/0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$ 。

2.4 一体化端框及内部连接的设计

作为与卫星各仪器安装板连接的结构件，承力筒端框通常需要有足够的强度、刚度和良好的连接性能。

与常用的承力筒的金属或复合材料端框和胶结或铆接方式相比，本文的设计思想旨在减小结构质量和保持力传递连续性，端框与筒体采取一体化设计，将蒙皮的纤维铺层翻边与上、下端框形成连续的整体；圆柱段和圆锥段均有上、下端框，端框的厚度为 4 mm（见图 2）。端框与筒体一体化设计有助于提高结构强度与刚度，降低端框的厚度，同时也减少了连接环节，从而进一步减小了承力筒质量。

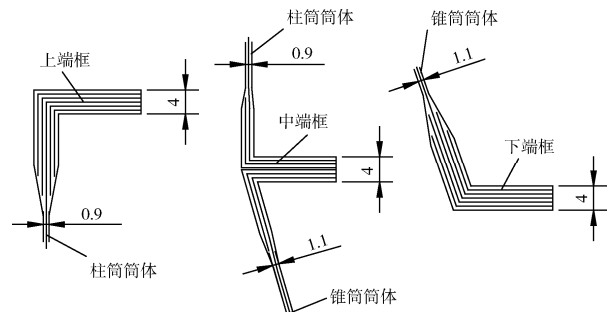


图 2 承力筒体与端框的一体化设计

Fig. 2 Integrated design of the cylinder and its flanges

桁条、舂瓶安装法兰与承力筒的连接均采用胶接方式，不再使用紧固件连接。一体化设计的承力筒结构见图 3。

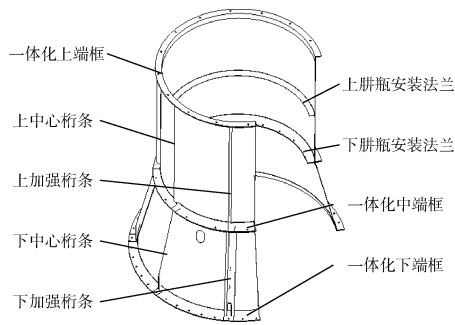


图 3 优化设计后承力筒状态
Fig. 3 The cylinder after optimization design

3 设计验证

3.1 力学分析

为验证优化后承力筒的效果，建立优化后承力筒和卫星整星有限元模型，进行模态分析(见表 3)；根据运载火箭给出的卫星质心处的过载条件，选取 1.5 倍的安全系数，得到准静态设计载荷，并据此对整星进行静力分析(见表 4)。可以看出，在整星状态下，卫星频率满足设计要求；在准静态载荷条件下，承力筒强度的最小安全裕度为 1.92，满足 ≥ 0.25 的强度裕度要求；最小屈曲因子为 1.91，满足 ≥ 1.3 的稳定性要求。

表 3 整星的模态频率和特征
Table 3 Modal frequencies and shapes of the satellite

模态特征	频率指标/Hz	分析频率/Hz
一阶 x 向总体弯曲	≥ 15	18.090
一阶 y 向总体弯曲	≥ 15	19.146
总体扭转	≥ 25	34.344
总体纵向	≥ 30	44.863

表 4 整星状态下承力筒静力分析结果
Table 4 Static analysis results for the central cylinder

强度分析		$x+y$ 向	$x+z$ 向
强度裕度	工况 1: 纵-3.6g, 横 1.2g	2.6	3.2
	工况 2: 纵-7.0g, 横 0.9g	1.92	2.88
屈曲因子	工况 1: 纵-3.6g, 横 1.2g	3.2	2.8
	工况 2: 纵-7.0g, 横 0.9g	1.95	1.91

3.2 承力筒静力试验

承力筒静力试验考核承力筒的静刚度和承载性能。为了使承力筒试验状态尽可能地与装星状态一致，防止承力筒单独试验时发生“过试验”，经过多次试验方案论证和力学分析对比，最终确定了分力加载的承力筒静力试验方案，即将纵向载荷按一定比例分别施加在承力筒的上法兰和中法兰，而横向载荷仅施加在上法兰上(见图 4)。按照准静

态过载条件，共进行了 4 个工况的静力加载试验，按整星承载 1450 kg 的鉴定级(安全系数 1.5)试验工况，静力试验最大位移和最大应变试验结果见表 5。

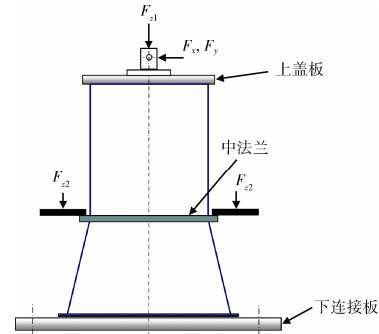


图 4 承力筒静力试验分力加载示意图
Fig. 4 The load in static test for the cylinder

表 5 静力试验最大位移和最大应变结果
Table 5 Maximum displacement and strain in static test

工况	加载方向	过载系数	最大位移/mm		最大应变/ $\mu\epsilon$	
			纵向	横向	根部	开孔
1	$x+z$	纵向: 3.6g	-0.8236	2.4270	-1199	-804
2	$y+z$	横向: 1.2g	-0.5184	3.0059	-1018	-792
3	$x+z$	纵向: 7.0g	-0.9843	1.7410	-1399	-1062
4	$y+z$	横向: 0.9g	-0.9579	1.8102	-1255	-998

在鉴定级载荷作用下，根部最大应变为-1399 $\mu\epsilon$ ，开孔处最大应变为-1062 $\mu\epsilon$ ，此时最大纵向变形量为 0.98 mm，横向变形为 1.74 mm。与以往 T800H 碳纤维结构破坏状态的试验数据(大于 2000 $\mu\epsilon$)相比，一体化碳纤维承力筒具有足够的强度裕度，不会发生塑性破坏，满足使用要求。

3.3 整星动力学试验

3.3.1 模态试验

模态试验的目的是检验结构的模态特性是否符合设计要求^[10-11]。模态试验的结果如表 6 所示，可见整星频率满足总体指标要求，说明承力筒的设计刚度满足要求。

表 6 整星模态试验频率特性
Table 6 Modal frequencies and shapes of the satellite test

阶数	试验值/Hz	分析值/Hz	误差/%	振型
1	17.770	18.090	1.80	整星 x 向 1 阶弯曲
2	18.839	19.146	1.63	整星 y 向 1 阶弯曲
3	32.755	34.344	4.85	整星扭转
4	43.680	44.863	2.71	整星纵向

3.3.2 振动试验

对整星特征级振动试验 1(鉴定级振动试验

前)、特征级振动试验 2 (鉴定级振动试验后) 以及鉴定级振动试验的共振频率进行比较, 结果见表 7。可以看出, 三个试验的整星结构的共振频率

吻合良好, 频率漂移在合理范围内。这说明鉴定级振动试验前后整星刚度特性一致, 卫星主结构无明显改变, 承力筒结构承载安全可靠^[12]。

表 7 整星振动试验一阶频率漂移情况
Table 7 First order frequency drift in vibration test

试验内容	方向	一阶频率						
		特征级试验 1/Hz	鉴定级试验/Hz	特征级试验 2/Hz	特征级试验频率漂移/Hz	偏差/%	鉴定级试验频率漂移/Hz	偏差/%
正弦振动	x	17.72	17.17	17.45	0.55	3.10	0.27	1.52
	y	18.58	18.06	18.17	0.52	2.80	0.41	2.21
	z	43.62	42.46	43.23	1.16	2.66	0.39	0.89

4 结束语

本文根据工程应用的需求, 在铝合金铆接承力筒的基础上, 从材料、尺寸和连接形式等方面进行减重优化, 设计了一种无连接件的锥柱一体化碳纤维复合材料承力筒。在满足强度与刚度的基础上, 优化后的承力筒质量由 21 kg 减为 10 kg, 减小约 52.4%。数值分析及试验结果均表明该承力筒作为主要承载结构, 安全可靠、可以满足使用要求。这种新型复合材料中心承力筒结构在降低航天器结构重量、提高结构性能等方面具有显著的优势, 为后续工程应用提供了有价值的参考。

参考文献 (References)

- [1] 袁家军, 于登云, 陈烈民. 卫星结构设计与分析(下)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 66-68
- [2] 姚骏, 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, 31(1): 55-63
Yao Jun, Tan Shifang, Li Mingzhu, et al. Study on the combined and light satellite cylinder[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(1): 55-63
- [3] 陈昌亚. 对卫星承力筒结构合理选用的初步研究[J]. 上海航天, 2000, 17(5): 34-37
Chen Changya. The preliminary research on reasonable selection of satellite central cylinder[J]. Aerospace Shanghai, 2000, 17(5): 34-37
- [4] 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
Gu Yuanxian, Kang Zhan, Zhao Guozhong, et al. Optimal design of composite structures of satellite

- bearing cylinder[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(1): 88-91
- [5] 毛佳, 江振宇, 陈广南, 等. 卫星中心承力筒结构优化设计研究[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32(2): 1-6
Mao Jia, Jiang Zhenyu, Chen Guangnan, et al. Structural design optimization of satellite central column shell[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2010, 32(2): 1-6
- [6] 陈伟明. 卫星用网格状复合材料承力筒结构优化设计[J]. 上海航天, 2011, 28(3): 50-54
Chen Weiming. Optimization design of composite grid stiffened cylinder in satellite structure[J]. Aerospace Shanghai, 2011, 28(3): 50-54
- [7] Huybrechts S, Tsai S W. Analysis and behavior of grid structures[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 1001-1015
- [8] Q/RJ 359—2013 卫星中心承力筒通用规范[S], 2013-03-13
- [9] 陈烈民, 杨宝宁. 复合材料的力学分析[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006: 175-177
- [10] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008: 177-179
- [11] GJB 1027A—2005 运载器、上面级和航天器试验要求[S], 2005-12-12
- [12] 陈昌亚, 宋汉文, 王德禹, 等. 卫星振动试验中固有频率“漂移”现象初步研究[J]. 振动与冲击, 2003, 22(4): 23-25
Chen Changya, Song Hanwen, Wang Deyu, et al. Preliminary research on natural frequency drift in satellite vibration test[J]. Journal of Vibration and Shock, 2003, 22(4): 23-25

(编辑: 许京媛)

作者简介: 张春雨 (1984—), 男, 硕士学位, 卫星结构分系统主任设计师, 研究方向为航天器结构与仿真。E-mail: 99765924@qq.com.