

螺旋波电推进的搭载试验装置结构设计与分析

王俊峰, 赵 华, 任琼英, 徐焱林, 毕研强
(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 螺旋波是未来空间电推进系统极具吸引力的电离源之一, 逐渐受到国内外高度关注。为进一步验证其可靠性, 考虑进行螺旋波电推进的搭载试验。文章对螺旋波电推进搭载试验装置的支撑结构进行了详细的设计与分析, 并采用有限元软件进行了力学计算, 以验证结构设计的合理性。

关键词: 螺旋波; 电推进; 搭载装置; 结构设计

中图分类号: V439; O241.82

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2014)06-0594-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2014.06.005

Design and analysis of the structure of helicon wave electric propulsion experiment system piggybacked on satellite

Wang Junfeng, Zhao Hua, Ren Qiongying, Xu Yanlin, Bi Yanqiang
(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The helicon wave, as one of the attractive ionization sources for the space electric propulsion in the future, is attracting more and more attention domestically and abroad. The piggyback experiment on a satellite for the helicon wave electric propulsion is used to validate the technology. In this paper, the structure, with the main part bearing the load, is designed and analyzed, followed by a mechanical calculation by the finite element method(FEM) to validate the rationality and reliability of the design.

Key words: helicon wave; electric propulsion; piggyback load; structural design

0 引言

螺旋波是一种右旋圆极化电磁波, 通过在径向磁化约束的等离子体中传播, 可以增强气体电离并提高等离子体密度, 是未来空间电推进极具潜力的电离源之一, 逐渐受到国内外高度关注。螺旋波等离子体电推进为无极放电, 具有寿命长、推力大、比冲高、效率高、结构重量轻、羽流中性对航天器本体电位扰动小等特点, 非常适合于高轨卫星的轨道机动、轨道保持等操作^[1]。

鉴于螺旋波有助于提高等离子体密度, 其已开始用于不同的空间电推进系统中, 包括可变比冲磁等离子体火箭(VASIMR)、螺旋波双层推力器(HDLT)、螺旋波霍尔推力器(HHT)和螺旋波等离子体与工质肼(HPH)组合式推力器中^[2]。

螺旋波双层推力器又称为螺旋波等离子体推

力器(HPT)。图1所示为HPT结构, 主要由射频电源和匹配网络、螺旋波天线、石英管、磁源、喷管和工质供应单元构成。电流流过天线产生了随时间变化的电场和磁场, 电场加速气体中的自由电子直至发生电离, 同时在磁场的作用下形成螺旋波等离子体。螺旋波等离子体在膨胀磁场中传播会产生无电流双层效应, 利用该效应加速离子可以形成高速离子束喷流, 从而产生推力^[3-6]。

为验证HPT工程应用的合理性, 考虑进行搭载试验, 本文对HPT的搭载试验支撑结构进行了设计和分析。在结构设计时既要考虑各项功能的需求, 又要满足各项约束, 即在功能与约束之间寻找平衡。除此之外, 还要兼顾使用环境的要求, 必须经受力、热环境的考核, 确保产品的可靠性和安全性。

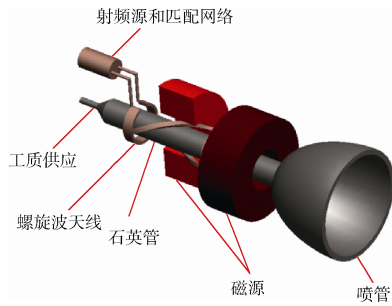


图1 HPT 主要组成
Fig. 1 Configuration of HPT

1 HPT 的搭载试验支撑结构的设计

本章着重讨论搭载试验支撑结构设计时所遇到的问题与优化方案。

1.1 约束条件和设计要求

1) 约束条件

考虑到搭载卫星平台的具体资源情况, HPT 的搭载试验支撑结构部分应满足如下条件:

- ① 重量不大于 22 kg (不含工质);
- ② 舱外部分最大尺寸: 400 mm×400 mm×400 mm;
- ③ 舱内部分最大尺寸: 300 mm×280 mm×80 mm。

2) 设计要求

① 固有频率要求: 为避免与星体结构及部件结构的基频耦合(通常星体结构基频横向为 10~20 Hz, 纵向为 30~50 Hz), 根据相关规范的具体要求, 其最小固有频率应>140 Hz。

② 要求支撑结构的安全裕度至少大于1, 即确保经受准静态过载、正弦振动试验不发生破坏。安全裕度定义为 $M=S_a/S_e-1$, 式中: S_a 为许用载荷或其对应的许用应力; S_e 为鉴定载荷或其相应的应力。

1.2 搭载试验装置的功能设计

螺旋波等离子体电推进搭载试验装置包括螺旋波等离子体放电室、电源系统、工质缓存器、工质贮供系统、逻辑单元、遥测单元、控制单元等。除了逻辑单元、遥测单元与控制单元集中布置在一个舱内电控箱, 其余部分均在舱外, 如图2所示。

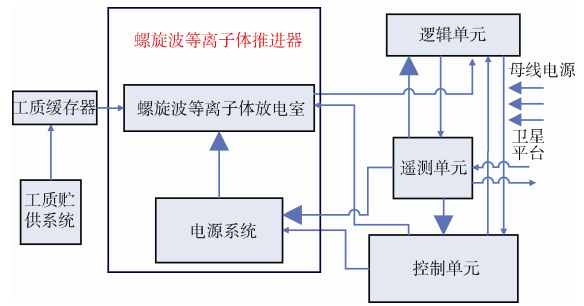
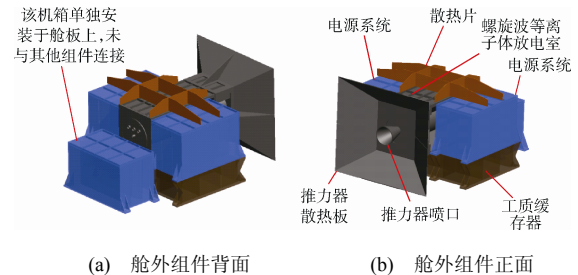


图2 螺旋波搭载试验系统各功能单元
Fig. 2 Function units of helicon wave propulsion experiment system

由于舱内热环境相对较好, 对设备热设计要求不高; 电控箱本身结构简单, 力学性能良好, 故不对舱内组件作重点讨论。

1.3 舱外组件结构设计

图3所示为舱外组件结构。工质缓存器底部设计了8个凸耳, 用于与卫星舱板固定连接; 上部亦有8个凸耳, 与推力器、机箱连接。推力器、机箱、顶部散热片之间分别用螺钉连接成为一体。



(a) 舱外组件背面 (b) 舱外组件正面

图3 舱外组件结构示意图

Fig. 3 Sketch of subassemblies outside the module

尾部单独设计了一个机箱, 它与其他组件无任何力、热耦合关系。底面采取了一体化设计, 并直接与舱板连接, 因此散热较容易处理, 以下重点讨论其他组件。

1.3.1 构型设计

根据温度要求进行构型或布局设计。图4是舱外组件温度曲线, 由图可见 0.6 h 左右温度已不满足推进器要求。若考虑太阳能电池阵及卫星本体的反照、表面发射率等因素, 则温度将高于图中数值, 因此热状况更加恶劣。故从整星热平衡角度进行结构调整: 将热源机箱、推力器置于顶部, 温度相对较低的缓存器置于底部。在推力器顶部再增加散热片以增大散热面积, 组件的表面涂上白漆以提高发射率。

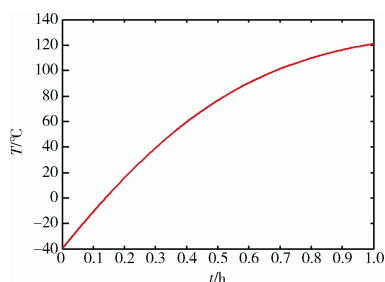


图 4 舱外组件温度曲线

Fig. 4 Temperature of subassemblies outside the module

从工艺性考虑,缓存器位于底部,可在其底部开孔,然后在对应安装位置的卫星舱板上也开孔,以便让贮供系统管道直接伸进缓存器,用螺接头固定。这样有利于减少工质管道长度,避免管道暴露在舱外而使管内液体工质被冻结,从而影响工作。

1.3.2 缓存器优化设计

上述构型也带来了隐患:顶部 2 个机箱与推力器的重量之和比工质缓存器大 3 倍。从结构力学观点来看,明显整个结构重心与固定点的距离较远,而承载能力弱的缓存器将直接承受大部分载荷,这是结构设计不合理之处,须根据应力强度计算结果作出调整或设计优化。位于顶部的推力器和机箱内部构件多,结构复杂,重量、体积都难以减小,故重点在于底部缓存器的重新设计,必须在结构不超重的前提下增加其结构刚度和强度。

图 5 为缓存器结构,为保证刚度,设计了多块筋板形成 9 个箱体,大大提高了刚度,而增重仅 10%。为确保力学性能,缓存器在加工工艺上不采用多块板拼插式连接成型,而是采用整体铣出,可拆卸构件仅有盖板。

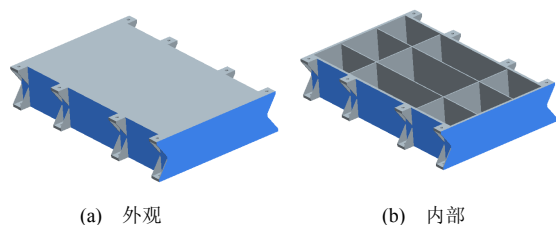


图 5 缓存器结构

Fig. 5 Structure of the buffer

经上述改进后是否满足设计要求,需要进行分析验证。此外,推力器喷口处的散热板(亦可用于羽流阻挡)面积较大、质量较小,也需要通

过计算验证其结构整体刚度。

2 结构的有限元计算与分析

2.1 计算输入参数

舱外组件材料及参数如表 1 所示。

表 1 组件材料及参数

Table 1 Main materials and their parameters of the subassemblies

名称	弹性模量 E / GPa	材料密度 ρ / ($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)	泊松比 γ
铝合金 2A1 ₂ -T ₄	70	2.8	0.30
钎铁硼	160	8.0	0.33
FR-4 环氧 树脂 (PCB)	14	1.75	0.15

静力学输入:沿卫星 3 个正交轴方向的加速度 $9g$ 。

动力学输入:如表 2 所示。

表 2 组件鉴定试验条件

Table 2 Test conditions for the subassemblies

类型	频率/Hz	量级
随机 振动	10~95	+6 dB/oct
	95~130	1.0 g^2 /Hz
	130~200	-13 dB/oct
	200~600	0.16 g^2 /Hz
	600~2000	-15 dB/oct
	总方均根加速度	13.6g

2.2 模态分析

对结构进行了模态分析,结果如表 3 所示。图 6 为组件的一阶振型。

表 3 模态分析结果

Table 3 Results of modal analysis

阶次	频率/Hz	振型描述	备注
1	332	推力器散热板起振	局部
2	334		
3	392		
4	401	推力器散热板、散热片起振，机箱 PCB 起振	
5	418	机箱 PCB 起振	
6			
14	1008	推力器整体起振，机箱 PCB 与底板起振	整体

由表 3 和图 6 可知,舱外组件固有频率为 332 Hz,前三阶振型为推力器散热板起振(图 6 彩色部分),但系统刚度仍然满足要求^[7]。这说明,舱外组件结构的刚度满足设计准则。

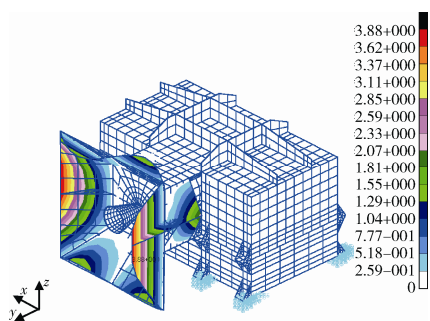
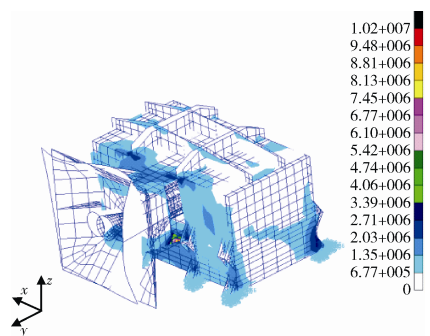


图 6 组件一阶振型

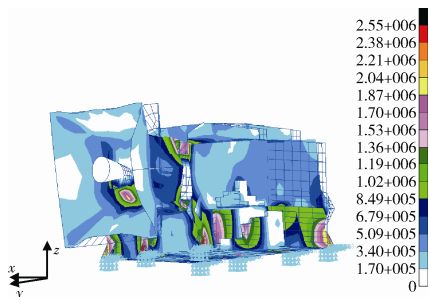
Fig. 6 The first order modal shape for the module

2.3 静力学分析

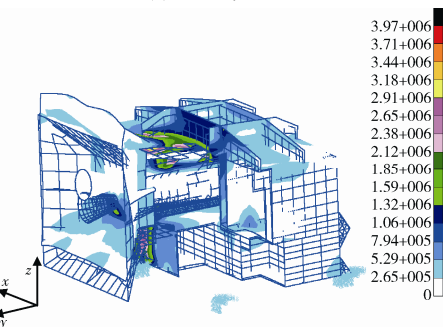
组件的静力加载后有限元分析结果如图 7 所示。



(a) 组件 x 向加载



(b) 组件 y 向加载



(c) 组件 z 向加载

图 7 静力加载中的组件变化

Fig. 7 Changes of the subassembly under static load

仿真结果表明:

- 1) 静力加载下, 缓存器内部受力状态良好;
- 2) 组件在 3 个方向上所受最大应力分别为 10.2、2.0、3.9 MPa, 远小于材料强度极限, 安全

裕度远大于 1。

这说明结构设计满足静力加载要求, 也满足设计要求。

2.4 动力学分析

选择了 5 个可能的危险点为测量点 (如图 8 所示), 以检测振动过程中的响应。这 5 个点的部位描述如表 4 所示。

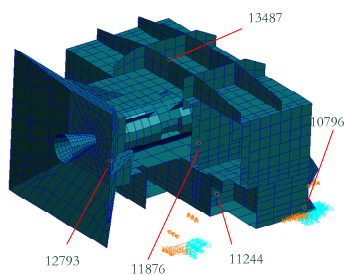


图 8 组件测量点示意图

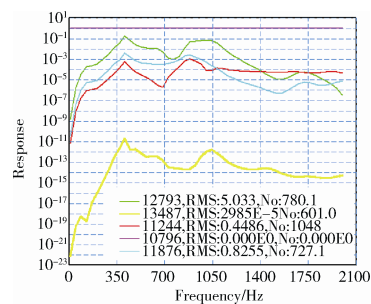
Fig. 8 Measuring points on the subassemblies

表 4 节点编号说明

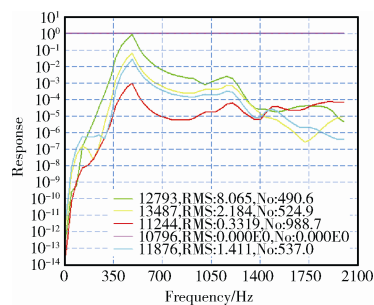
Table 4 Definitions of the node numbers

节点编号	位置
12793	推力器散热板侧面正中
13487	顶部散热片上边缘
11244	缓存器筋板
10796	底部凸耳固定孔
11876	机箱 PCB

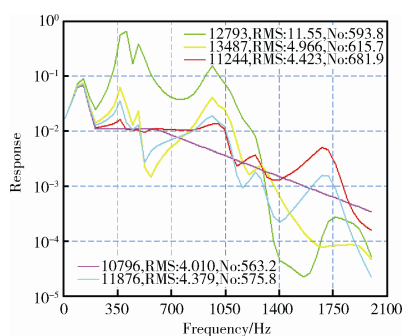
动力学仿真计算结果如图 9 所示。



(a) x 向随机响应



(b) y 向随机响应



(c) z 向随机响应

图9 各点PSD随机响应图(在x、y、z三个方向)

Fig. 9 Response of the nodes in three directions(x, y, z)

计算也重点关注了加固后的缓存器内部结构^[8]。5个点中,散热板侧面响应最大,其次是顶部射频源的PCB和底部缓存器内部筋板;散热板3个方向的随机振动中,z方向(垂直于安装底面)的响应最大,为1.15g(RMS)。这一响应换算成力约254 N,每个M5螺钉承受的力即为 $254/8=31.75$ N,低于M5螺钉的强度极限。

仿真计算结果表明:

- 1) 各方向振动下,缓存器内部结构为组件主要受力部位之一,证明其内部加筋板的必要性;
- 2) 组件的结构设计符合规范要求,通过模态分析、静力学分析和动力学分析,证明了结构设计的可靠性。

3 结束语

本文讨论了螺旋波电推进搭载试验装置的支撑结构设计,在此基础上进行了模态、静力学和动力学的有限元验证计算及分析,计算结果表明该组件具有良好的力学性能,满足设计要求,符合航天产品结构设计的力流连续性原理和“最直接、最短路径”传力原理等相关准则^[9-10]。

作为搭载试验的工程产品,螺旋波电推进搭载试验装置除了满足力学性能要求之外,还需要考虑空间环境下其他要求,如热控、工质贮存单元的碎片防护等。这将是下一步的研究内容。

参考文献 (References)

- [1] 夏广庆,王冬雪,薛伟华,等.螺旋波等离子体推进研究进展[J].推进技术,2011,32(6):857-863
Xia Guangqing, Wang Dongxue, Xue Weihua, et al. Progress on the research of helicon plasma thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(6): 857-863
- [2] Miljak D G, Chen F F. Helicon wave excitation with rotating antenna fields[J]. Plasma Sources Science Technology, 1998, 7(1): 61-74
- [3] 赵华,任琼英,张绍华,等.螺旋波等离子体电推进机制的实验研究[C]//第九届中国电推进学术研讨会论文集.兰州,2013:36-37
- [4] 任琼英,郑慧奇,彭辉,等.螺旋波电推进氦气工质电离率实验研究[C]//第九届中国电推进学术研讨会论文集.兰州,2013:49-50
- [5] 赵华,颜世林,任琼英,等.螺旋波电推进氦气工质电离状态转换[C]//第九届中国电推进学术研讨会论文集.兰州,2013:21
- [6] 任琼英,丁永杰,彭辉,等.螺旋波电推进氦气工质电离率实验测量分析[C]//第九届中国电推进学术研讨会论文集.兰州,2013:102-103
- [7] 任兴民,秦卫阳,文立华,等.工程振动基础[M].北京:机械工业出版社,2010:58-109
- [8] 李邦国,路华鹏,胡仁喜,等. Patran 2006 与 Nastran 2007 有限元分析实例指导教程[M].北京:机械工业出版社,2008:235-276
- [9] 袁家军.卫星结构设计与分析(上)[M].北京:中国宇航出版社,2004:132
- [10] 袁家军.卫星结构设计与分析(下)[M].北京:中国宇航出版社,2004:86

(编辑:肖福根)