

等离子发动机安装结构拓扑优化设计

石 波, 杨广杰, 魏建国, 谭 畅
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 针对等离子体发动机安装结构, 研究了静力学和动力学条件约束下结构拓扑优化的设计思路和方法。首先, 通过模态仿真分析原结构存在的缺点, 寻找结构改进方向; 然后, 应用拓扑优化设计方法得到满足设计要求的最佳结构构型; 最后, 充分考虑结构装配工艺性要求, 采用拓扑优化和尺寸优化相结合的方法得到实用的工程最优方案。对比原结构方案, 优化方案质量减轻 10.8%。在静承载方面, 优化结构最大位移减少 61.1%, 支撑刚度大幅增强; 最大应力减少 1.4%, 结构上的应力分布更加均匀, 平均应力降低。在动承载方面, 优化结构上下偏摆和左右偏摆的振动模态明显改善, 结构 1~6 阶振动频率提升了 5%~39.8%; 优化结构在随机振动载荷下的 RMS 应力值和损伤降低, 疲劳寿命显著提升。优化后结构的性能提升验证了设计方法的正确性和有效性。

关键词 等离子发动机; 安装结构; 构型优化; 拓扑优化

中图分类号 V439+.2 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0043-08

Topology optimization design of mounting structure for plasma engine

SHI Bo, YANG Guangjie, WEI Jianguo, TAN Chang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract For the mounting structure of plasma engine, the design idea and method of structural topology optimization under the constraints of static and dynamic conditions are studied. Firstly, the defects of the original structure are analyzed by modal simulation to find the direction of structural improvement. Next, the topology optimization design is applied to obtain the optimal configuration that meets the design requirements. Finally, considering the technological requirements of structural assembly, the practical engineering optimal scheme is obtained by combining topology optimization and size optimization. Compared with the original structure, the mass of the optimized structure is reduced by 10.8%. In terms of static bearing capacity, the maximum displacement of the optimized structure is reduced by 61.1%, and the support stiffness is greatly enhanced. The maximum stress of the structure is reduced by 1.4%, the stress distribution is more uniform, and the average stress is reduced. In terms of dynamic bearing capacity, the vibration modes of the optimized structure with up-down and left-right yaw are significantly improved, and the corresponding frequencies of the 1st to 6th order vibration modes are increased by 5% to 39.8%. The RMS stress value and damage of the optimized structure under random vibration load are re-

收稿日期:2022-10-12;修回日期:2022-11-01

基金项目:国家重点研发计划(2019YFC1907000)

作者简介:石波(1980—),男,硕士,研究员,研究领域为发动机总体设计。

duced, and the fatigue life is significantly improved. The correctness and effectiveness of the design method are verified with the performance improvement of the optimized structure.

Key words plasma engine; mounting structure; configuration optimization; topology optimization

0 引言

等离子发动机的工作原理是通过热能和电能将介质气化电离形成一定密度分布的等离子体,再通过电场和磁场将等离子体加速喷出产生反推力,实现推进功能。与传统化学推进发动机相比,具有结构简单、比冲高、携带推进剂少、技术成熟度高、空间适应性好等优点,在国内外空间飞行器上得到了广泛应用^[1-2]。

等离子发动机全寿命周期需要经受运输、火箭发射、在轨运行等多个阶段的振动、冲击等动力学载荷。发动机在工作过程中将工质加热至量级为 10^4 K的高温后发生电离^[3],发动机启动几十毫秒后结构最高温度大于3 000 K,产生较大的热变形。发动机安装结构除了满足结构强度、刚度和适应力学环境要求等基本因素外,还需具备良好的热变形补偿功能。作为空间飞行器的等离子发动机系统有着极为苛刻的结构轻量化要求,因此在满足性能的前提下,对发动机安装结构开展以减质为目标的结构优化工作是十分必要的。

等离子发动机安装结构优化需要解决在静力学和动力学条件约束下的结构构型优化及轻量化设计问题。参考近年来国内外研究成果,拓扑优化技术已经进入刚度、强度、传热、电磁和振动等领域,建立起多目标、多学科和多准则的优化设计架构,在工程实践中得到广泛应用^[4],可以高效解决上述工程问题。高文俊等对拓扑优化在建筑结构工程中的结构构件布局、结构构型、构件形态设计等工程案例进行了总结与梳理^[5]。朱黎明开展了基于拓扑优化的钢桥结构合理构型研究,用案例验证方法的有效性^[6]。耿志卿等在木星探测器构型及轻量化设计中运用拓扑优化进行结构减质和振动频率调整,取得良好效果^[7]。在动力学拓扑优化方面,国内外开展大量理论研究和工程探索,学者们将变密度法^[8]、水平集方法^[9]、均匀化方法^[10]、渐进优化法^[11]应用于动力学拓扑优化问题。朱继宏等^[12]分析 SIMP 方法^[13]产生局部模态原因,对比了

SIMP 方法和均匀化方法在处理材料去除时的差异,提出了描述结构空洞区域的多种体胞微结构,有效地避免局部模态的发生。滕晓燕等提出光滑双向渐进结构优化方法来解决以结构固有频率最大化为目标的动力学拓扑优化问题^[14]。谢浩然等对扑旋翼飞行器机翼进行静力学和动力学拓扑优化设计得到机翼拓扑构型,优化了机翼的模态频率^[15]。王端义等研究了在复杂随机工况下以减质为目标的带频率禁区的拓扑优化问题^[16]。张允涛等采取拓扑优化的方法对轨姿控发动机典型试验夹具进行结构改进,改善了试验夹具的模态频率和动态响应特性^[17]。

本文以某型等离子体发动机安装结构为例,研究了针对此类型结构在静力学和动力学条件约束下结构拓扑优化的设计思路和方法。首先,通过模态仿真分析原结构存在的缺点,寻找结构改进方向;其次,应用拓扑优化设计方法得到满足设计要求的最佳结构构型;最后,充分考虑结构装配工艺性要求,采用拓扑优化和尺寸优化相结合的方法得到实用的工程最优解。

1 等离子体发动机原安装结构分析

1.1 等离子体发动机安装结构设计要求

等离子发动机主要应用于空间飞行器,参考文献[18],发动机安装结构的设计目标为:①尽量减小质量;②满足体积约束;③突出刚度设计,针对动态载荷提高结构刚度,提高结构的自然频率,减轻与振动载荷的耦合作用,降低整体结构承受的动应力。

综合考虑等离子发动机的工作特性,发动机安装结构需要满足以下设计要求:①在工作载荷作用下具有足够的结构静强度和刚度;②在振动环境下具备足够的动强度和刚度;③适应发动机结构在工作过程中的热变形,避免安装限制使发动机结构因温度上升而产生热应力。

1.2 某型等离子发动机安装结构简介

某型等离子发动机安装结构如图1所示,等离

子发动机主要通过靠近发动机质心处的中段法兰与安装结构连接,通过隔热垫减少发动机向安装结构的热传导,利用安装结构上的通孔间隙来适应发动机法兰的热膨胀变形,发动机两端处于无约束“悬臂”结构,可以适应结构热变形。

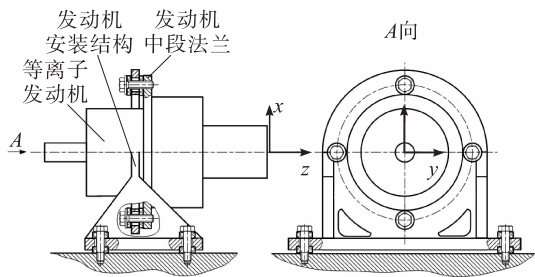


图 1 等离子发动机安装结构

Fig.1 Mounting structure of plasma engine

1.3 结构载荷条件

等离子发动机的推力多为毫牛级或牛级,其工作载荷主要是加速度过载引起的惯性力载荷以及振动、冲击等动力学载荷。参考空间飞行器坐标系定义等离子发动机系统坐标系: x 向垂直于发动机安装平面向上; y 向指向发动机侧向; z 向按照右手定则沿发动机轴线指向发动机喷口方向。等离子发动机系统加速度载荷见表 1。

按照工程经验,从环境应力筛选、运输振动、发射及主动飞行段随机振动谱中挑选出量级最大的

随机振动谱作为设计载荷,见表 2。

表 1 加速度载荷

Tab.1 Acceleration load

x 方向	y,z 方向	保持时间	加载速率
16 g	12 g	5 min	<5 g/min

表 2 随机振动试验谱

Tab.2 Test spectrum of random vibration

频率范围/Hz	功率谱密度	总均方根值
20 ~ > 150	+ 3 dB/oct *	
150 ~ > 550	0.35 g ² /Hz	15.96
550 ~2 000	- 9 dB/oct *	

注:加载方向为 x,y,z 方向;试验持续时间为每方向 5 min;
* 数据为梯形随机振动谱对应频段的正、负斜率,单位为 dB/oct。

1.4 原安装结构模态分析

对等离子发动机原安装结构进行模态仿真分析,计算结果见图 2 和表 3。从计算结果可见,在振动环境下,整体结构的低阶振动模态主要是发动机两端“悬臂”结构上下偏摆和左右偏摆,尤其是 1 阶振动模态的频率为 519 Hz,参考表 2 随机振动试验谱,该频率正好处在振动量级较大的频率区间中,这对于结构抗振是十分不利的。

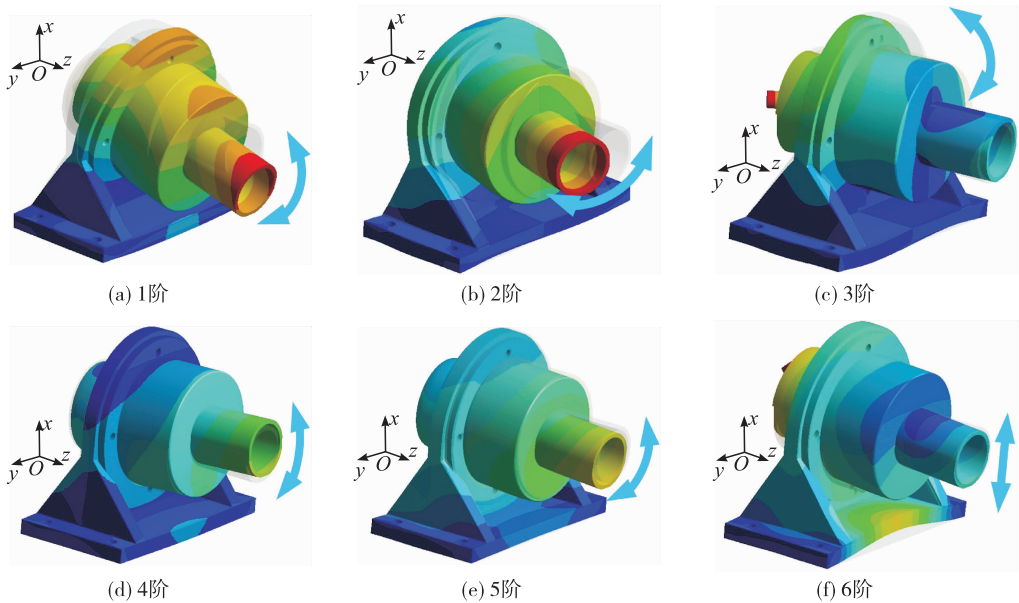


图 2 等离子发动机结构模态振型

Fig.2 Modal shapes of plasma engine structure

表 3 模态分析结果(前 6 阶)

Tab. 3 Modal calculation results of pipeline
(the 1st to 6th modal)

阶数	1	2	3	4	5	6
固有频率/Hz	519	1 121	1 392	1 598	1 695	1 943

原安装结构仅支撑固定了发动机质心附近的法兰,整体结构支撑刚度主要依赖于安装结构和发动机自身的联合刚度。从模态分析结果可见,原安装结构的支撑刚度弱,需要进行结构改进设计。

2 等离子体发动机安装结构拓扑优化

2.1 结构拓扑优化数学模型

等离子体发动机安装结构的拓扑优化数学模型[见式(1)]以安装结构的最小柔度(结构的应变能,可以认为是结构刚度的倒数)为目标,以限定材料用量(体积约束)、结构在动载荷下的变形和结构的频率为约束下,寻找材料在设计域内的最佳拓扑构型。

$$\begin{aligned}
 & \text{find } \boldsymbol{\rho} = (\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n) \\
 & \min \quad \boldsymbol{C} = \boldsymbol{U}^T \boldsymbol{K} \boldsymbol{U} \\
 & \text{s. t. } \begin{cases} f_{\min} \leq f_i \leq f_{\max} & i = 1, 2, \dots, m \\ u_j \leq u_{\max} & j = 1, 2, \dots, n \\ \sum_{k=1}^n \rho_k V_k \leq V_{\max} \\ 0 \leq \rho_k \leq 1 \end{cases} \quad (1)
 \end{aligned}$$

式中: ρ 、 ρ_k 均为模型单元的伪密度; n 为模型单元的数量; \boldsymbol{C} 为结构柔度; \boldsymbol{U} 为位移向量; \boldsymbol{K} 为结构总刚度矩阵; f_i 为结构第 i 阶模态的频率; f_{\min} 和 f_{\max} 分别为结构第 i 阶模态频率的下限和上限; m 为频率约束的数量; u_j 为节点位移; u_{\max} 为最大位移约束; V_k 为单元体积; V_{\max} 为结构体积约束上限。

2.2 等离子体发动机安装结构构型优化

2.2.1 拓扑优化设计域

为增强发动机原安装结构的支撑刚度,采用发动机中段法兰固定支撑,发动机两端滑动支撑的“三段式”支撑安装结构,同时可以改善结构的抗振性能。发动机两端滑动支撑使安装结构具备了热变形补偿功能。

根据等离子发动机的安装包络,设计了封闭的

发动机安装结构设计域(见图 3)。在设计域建模时选择紧固件类型,充分考虑螺栓、螺母和垫片的安装空间和扳手操作空间。加载孔和安装孔旁边的非设计域的结构尺寸通过承载计算确定。

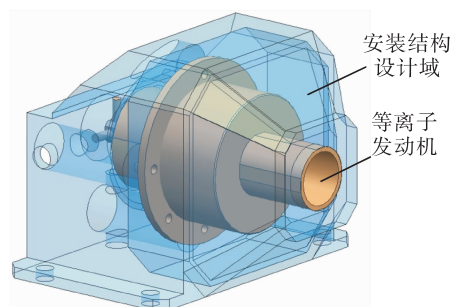


图 3 安装结构设计域

Fig. 3 Design domain of mounting structure

2.2.2 发动机有限元模型

为保证计算精度,通过试算确定合适的单元尺度,建立发动机及安装结构有限元计算模型(见图 4),总共由 338 966 个实体单元组成,其中发动机模型的计算单元为 128 644 个,占整个计算单元的 38%,其余为设计域的计算单元。

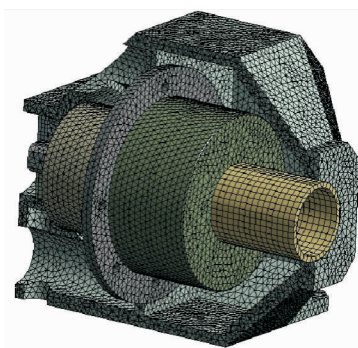


图 4 有限元计算模型

Fig. 4 Finite element calculation model

2.2.3 安装结构构型优化

在发动机安装结构构型优化设计阶段,与原安装结构对比,提出以结构刚度最大化为设计目标,设计约束条件为:①结构质量降低 10%;②优化后结构最大应力小于原结构最大应力;③优化后结构 1 阶振动频率大于 700 Hz,其余各阶振动频率均对应提高 5%~10%。

在结构构型优化阶段,主要目的是为了快速获得结构在空间最优分布形式。面对初始较大的设计域,可以采用粗网格模型快速建模求解,多轮迭代逐步缩小设计域,然后再细化网格精确求解结构拓扑构型。这样的做法既可以提高优化迭代的效率,又能够防止由于网格太粗丢失细小传力路径导致设计结果出现错误的情况。

拓扑优化计算结果见图5,得到发动机“三段式”支撑的空间多连杆框架状拓扑安装结构,满足全部设计目标。

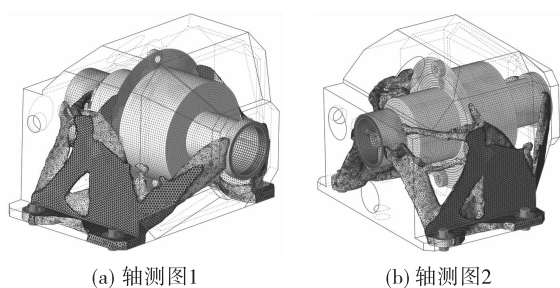


图5 拓扑优化计算结果

Fig. 5 Calculation results of topology optimization

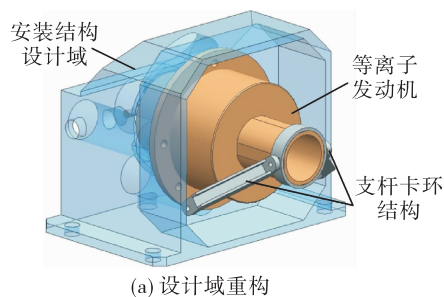
2.3 发动机安装结构详细设计

2.3.1 优化设计过程

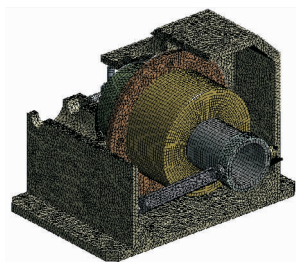
发动机安装结构构型确定后,可以开展结构详细设计工作。考虑发动机安装装配的工艺性要求,可以把安装支架分为2个部分:①支撑发动机出口的支杆卡环结构,采用参数化建模尺寸优化设计;②支撑发动机尾端和中段法兰的复杂框架结构,采用拓扑优化设计。由于支杆卡环为可拆卸结构,等离子发动机的安装、拆卸的使用维护性十分方便。另外,支杆卡环结构还具有结构热变形补偿能力:卡环与发动机出口为同种材料,装配关系为滑动约束,可以通过滑动补偿发动机出口轴向热变形,通过支杆的旋转补偿径向热变形。

将发动机安装结构重新划分设计域,见图6。

支杆卡环结构采用了两个方案参数化建模,见图7。参考文献[19]通过尺寸优化得到支杆卡环两个结构方案的最优解,经过对比优选出最佳支杆卡环方案。对支撑发动机尾端和中段法兰的复杂框架结构开展拓扑优化,得到最终的结构方案。



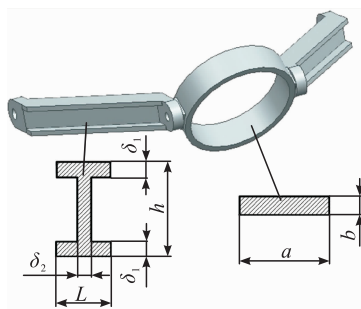
(a) 设计域重构



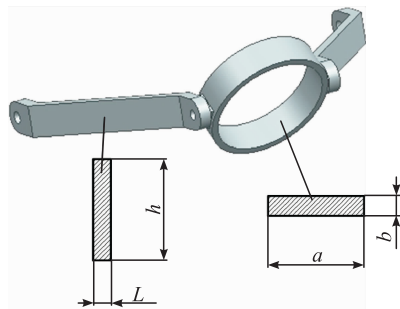
(b) 有限元计算模型

图6 结构优化计算模型

Fig. 6 Calculation model of structural optimization



(a) 方案1(“工”截面支杆)



(b) 方案2(矩形截面支杆)

图7 支撑结构参数化建模

Fig. 7 Parametric modeling of supporting structure

2.3.2 支杆卡环结构优化

对发动机安装结构的参数化模型以最小化安装结构最大变形和最大应力做为设计目标,以结构质量、结构1~6阶振动频率为约束条件,开展多目标优化,优化计算结果见表4和表5。

表 4 设计方案 1 计算结果

Tab. 4 Calculation results of design scheme I

设计变量优化值/mm						结构 1~6 阶振动频率/Hz						u_{\max} /mm	σ_{\max} /MPa	m /kg
h	l	δ_1	δ_2	a	b	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶			
11.6	10	1.5	2	16.4	3.8	705	1 180	1 311	1 877	2 244	2 510	0.019	36	0.287

表 5 设计方案 2 计算结果

Tab. 5 Calculation results of design scheme II

设计变量优化值/mm				结构 1~6 阶振动频率/Hz						u_{\max} /mm	σ_{\max} /MPa	m /kg
h	l	a	b	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶			
7.8	5.3	14.8	3.7	652	1 023	1 211	1 642	2 112	2 231	0.021	41	0.287

从计算结果可知,在相同结构质量下,方案 1 的最大位移 u_{\max} 和最大应力 σ_{\max} 对比方案 2 分别减少 10.5%和 13.9%,方案 1 的结构 1~6 阶振动频率均大于方案 2,因此选择方案 1“工”截面支杆卡环结构为最佳方案。

2.3.3 支撑框架结构拓扑优化

支撑发动机尾端和中段法兰的复杂框架结构的拓扑优化计算结果见图 8。

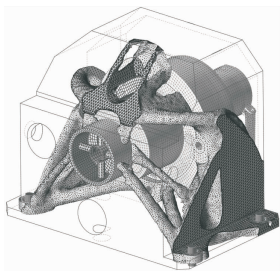


图 8 拓扑优化计算结果

Fig. 8 Calculation results of topology optimization

以拓扑优化计算结果得到的网格文件为参考,利用曲面拟合建模方法对优化结果开展了模型重构工作,重构后结构见图 9。

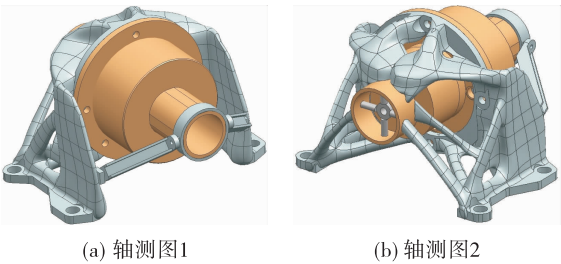


图 9 优化结构模型重构

Fig. 9 Model reconstruction of optimized structure

如图 9 所示,优化结构可采用 3D 打印增材制造生产,部分区域要增加支撑的位置开敞性良好,增加支撑和去除支撑容易。整体结构曲面过渡光滑自然,很少有直角锐边结构。因此,整体结构的 3D 打印工艺性良好。

2.4 优化前后方案对比

发动机安装结构优化方案的模态仿真计算结果见图 10。优化方案与原方案性能对比见表 6。位移和应力云图对比见图 11。参考文献[20-21],采用频域法对两种方案开展结构随机振动疲劳损伤分析,仿真计算结果对比见表 6,结果表明结构 x 向随机振动载荷下的应力 RMS 值最大,疲劳寿命最短,两种方案的 x 向随机振动载荷下的应力 RMS 值和疲劳寿命云图对比见图 12。

对比原结构方案,优化方案减质 10.8%。在静承载方面,优化方案最大位移减少 61.1%,支撑刚度大幅增强;最大应力减少 1.4%,结构上的应力分布更加均匀,平均应力降低。在动承载方面,优化结构上下偏摆和左右偏摆的振动模态明显改善,结构 1~6 阶振动频率提升了 5%~39.8%,其中 1 阶振动频率提升最为明显。优化结构对应随机振动谱的 x 、 y 、 z 方向的最大应力 RMS 值减少了 21.3%~52.1%,因此,优化结构的 RMS 应力值和损伤降低,在对应的 3 方向随机振动载荷下的疲劳寿命显著提升。从疲劳寿命云图分布可知,优化后的发动机安装结构具备优良的减振性能,减少了发动机疲劳振动损伤的区域面积和量级。

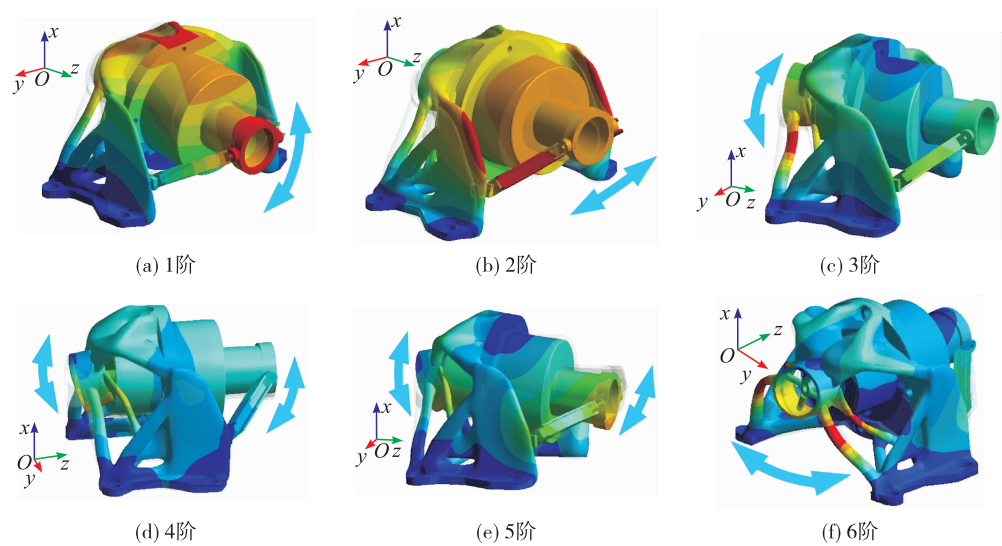


图 10 优化结构模态振型

Fig. 10 Modal shapes of optimized structure

表 6 方案性能对比

Tab. 6 Performance comparison of different scheme

项目		原方案	优化方案	对比/%
最大位移/mm		0.062	0.024	-61.3
最大应力/MPa		28.1	27.7	-1.4
结构质量/kg		4.172	3.723	-10.8
结构 振动频率/ Hz	1 阶	519	721	38.9
	2 阶	1 121	1 223	9.1
	3 阶	1 392	1 508	8.3
	4 阶	1 598	1 682	5.3
	5 阶	1 695	1 779	5.0
	6 阶	1 943	2 042	5.1
应力 RMS 值/MPa	x 向	24.0	11.5	-52.1
	y 向	22.1	17.4	-21.3
	z 向	21.9	16.8	-23.3
寿命/Ms	x 向	76	740 000	-
	y 向	630	44 000	-
	z 向	650	21 000	-

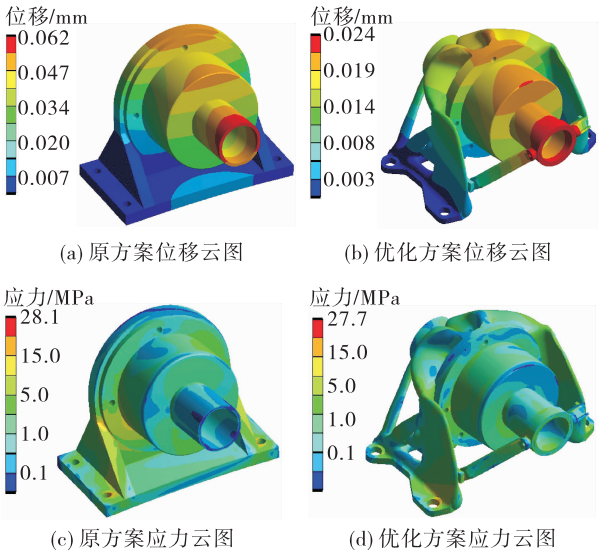


图 11 位移和应力云图

Fig. 11 Nephogram of displacement and stress distribution

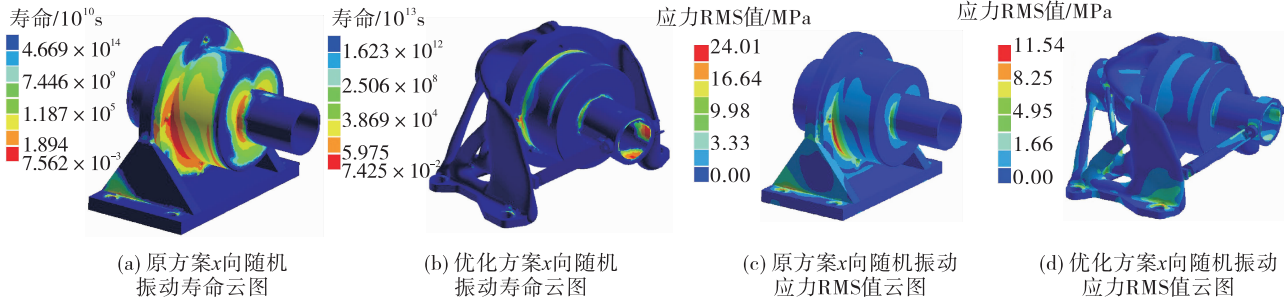


图 12 随机振动疲劳寿命和应力 RMS 值计算云图

Fig. 12 Distribution nephogram of random vibration fatigue life and RMS stress

3 结 论

1) 在等离子体发动机安装结构方案设计初期,综合考虑结构静动载性能要求、安装包络、装配热补偿等因素,通过结构拓扑优化能够高效快速地在设计域空间包络内为设计者提供合理的结构构型方案。

2) 在静力学和动力学条件约束下开展等离子体发动机安装结构拓扑优化:考虑结构装配工艺性要求,采用拓扑优化和尺寸优化相结合的方法得到了质量更轻(减少 10.8%)、承载刚度(最大静位移减少 61.1%)和抗振性能更优(1~6 阶振动频率提升了 5%~39.8%,最大应力 RMS 值减少了 21.3%~52.1%)的结构方案,验证了设计方法的有效性,为工程上同类型结构的拓扑优化提供了设计思路。

参考文献

- [1] 毛根旺,唐金兰.航天器推进系统及其应用[M].西安:西北工业大学出版社,2009.
- [2] SACKHEIM R. Overview of United States space propulsion technology and associated space transportation systems[J]. Journal of Propulsion and Power,2006,22:1310-1332.
- [3] 杜镇志,陈雄,李映坤,等.超音速电弧加热等离子发动机的数值研究[J].真空科学与技术学报,2016,36(2):186-192.
- [4] 朱继宏,高欢欢,张卫红,等.航天器整体式多组件结构拓扑优化设计及应用[J].航空制造技术,2014,57(14):26-29.
- [5] 高文俊,吕西林.拓扑优化在结构工程中的应用[J].结构工程师,2020,36(6):232-241.
- [6] 朱黎明.基于拓扑优化的钢桥结构合理构型研究[J].河南大学学报(自然科学版),2019,49(5):612-617.
- [7] 耿志卿,陈昌亚,陆希,等.直接转移方式的木星探测器构型设计及轻量化[J].机械制造与自动化,2020,49(1):150-153.
- [8] MLEJNEK H P, SCHIRRMACHER R. An engineer's approach to optimal material distribution and shape finding[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,1993,106(1/2):1-26.
- [9] SETHIAN J A, WIEGMANN A. Structural boundary design via level set and immersed interface methods[J]. Journal of Computational Physics,2000,163(2):489-528.
- [10] BENDSØE M P, KIKUCHI N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,1988,71(2):197-224.
- [11] XIE Y M, STEVEN G P. Evolutionary structural optimization for dynamic problems[J]. Computers & Structures,1996,58(6):1067-1073.
- [12] 朱继宏,张卫红,邱克鹏.结构动力学拓扑优化局部模态现象分析[J].航空学报,2006,27(4):619-623.
- [13] 何芝,雷阳,封硕,等.基于 SIMP 法的变刚度结构拓扑优化研究[J].装备制造技术,2020(1):8-14.
- [14] 滕晓艳,毛炳坤,江旭东.光滑双向渐进结构优化法拓扑优化连续体结构频率和动刚度[J].农业工程学报,2019,35(7):55-61.
- [15] 谢浩然,贺媛媛,陶志坚.扑旋翼飞行器气动特性分析及机翼拓扑优化设计[J].南京航空航天大学学报,2020,52(2):280-287.
- [16] 王端义,徐文涛.航天结构带频率禁区的动力学拓扑优化设计[J].应用力学学报,2020,37(6):2574-2581.
- [17] 张允涛,薛杰,宋少伟,等.轨姿控发动机振动试验夹具结构拓扑优化[J].火箭推进,2023,49(1):93-102.
- ZHANG Y T, XUE J, SONG S W, et al. Structural topology optimization of vibration test fixture for orbit and attitude control engines[J]. Journal of Rocket Propulsion,2023,49(1):93-102.
- [18] 袁家军,于登云,陈烈民,等.卫星结构设计与分析[M].北京:中国宇航出版社,2004.
- [19] 石波,盛刚,黄雪刚,等.吸气式发动机可调喷管调节片结构优化设计[J].火箭推进,2021,47(3):52-59.
- SHI B, SHENG G, HUANG X G, et al. Structural optimization design for variable nozzle flap of airbreathing engines[J]. Journal of Rocket Propulsion,2021,47(3):52-59.
- [20] 孟凡涛,胡愉愉.基于频域法的随机振动载荷下飞机结构疲劳分析[J].南京航空航天大学学报,2012,44(1):32-36.
- [21] 薛杰,王伟,杜大华,等.姿控动力系统连接螺钉振动疲劳仿真分析研究[J].火箭推进,2019,45(4):38-44.
- XUE J, WANG W, DU D H, et al. Simulation analysis for vibration fatigue of the screw in divert and attitude control system[J]. Journal of Rocket Propulsion,2019,45(4):38-44.