

姿轨控动力系统复合材料主承力结构的设计与试验

姜丹丹^{1,2}, 任建军^{1,2}, 刘佳鑫³

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;

3. 长春长光宇航复合材料有限公司, 长春 130000)

摘 要:针对某液体姿轨控动力系统主承力结构选用铝、镁合金等金属材料难以达到减重设计的目的, 选用碳纤维双马来酰亚胺树脂复合材料加工制造该主承力结构, 从而实现在满足结构强度和适应温度环境要求的前提下, 达到非常好的减少质量效果, 进而实现航天器轻质化设计、提高航天器运载能力、增大有效载荷的目的。根据主承力结构使用环境及功能要求, 在完成复合材料的选用及结构设计后, 对主承力结构进行了有限元仿真分析及静力试验, 通过仿真计算、静力试验的迭代及优化改进, 使得产品性能满足了技术要求。研究方法可为复合材料应用于类似主承力结构提供借鉴参考, 并对该复合材料主承力结构在型号应用中遇到的技术难点进行总结, 对复合材料的发展趋势进行展望。

关键词:主承力结构; 复合材料; 液体姿轨控; 结构设计; 仿真分析; 静力试验

中图分类号:V434.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)04-0071-08

Design and test of main bearing structure with composite material in the attitude and orbital control propulsion system

JIANG Dandan^{1,2}, REN Jianjun^{1,2}, LIU Jiaxin³

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;

3. ChangChun Aerospace Composite Material Co. Ltd, Changchun 130000, China)

Abstract: It is difficult to achieve the purpose of lightweight design by using metal materials such as aluminum and magnesium alloy for the bearing structure in a certain liquid attitude and orbit control propulsion system. The main bearing structure is manufactured with the carbon fiber bismaleimide composite. Under the premise of adapting to the mechanical environment and meeting the requirements of structural strength, this composite material can achieve good weight loss to realize the lightweight design of the system, so as to improve the spacecraft carrying capacity and increase the payload. According to the use environment and functional requirements of the main bearing structure, after completing the material selection and structural design, the main bearing structure is subjected to multi-round finite element simulation analysis and static test. Through the iterative optimization improvement with simulation calculation and

收稿日期: 2020-12-11; 修回日期: 2021-04-13

基金项目: 上海空间发动机工程技术研究中心资助项目(17DZ2280800)

作者简介: 姜丹丹(1989—), 女, 硕士, 研究领域为液体姿轨控动力系统设计。

static test, the product performance meets the technical requirements. The research method can provide references for the application of composite materials to similar main bearing structures, and summarize the technical difficulties encountered in the project application of the composite main bearing structures, and prospect the development trend of composite materials.

Keywords: main bearing structure; composite material; liquid attitude and orbital control propulsion system; structural design; simulation analysis; static test

0 引言

随着航天领域科学技术的不断创新与进步,轻质化、小型化、集成化要求成为现代航天器重要的设计原则。液体姿轨控动力系统作为航天器的重要分系统之一,其轻质化的设计可以提高航天器运载能力、增大有效载荷、减少推进剂耗量等。对于航天器而言,液体姿轨控动力系统一般安装布置于总体提供的舱段内,空间紧凑,对系统结构设计要求越来越高。

某液体姿轨控动力系统主承力结构若仍采用金属材料,如铝、镁合金,通过机械加工一体成型,在保证结构强度、刚度的前提下,则减少质量设计效果不明显,不能满足轻质化设计要求。此外,受飞行环境中高温环境的影响,型号对主承力结构提出了耐高温的性能要求。

针对上述问题,通过采用复合材料替代金属材料,其比强度、比模量均优于金属材料,可减少质量约 30%,同时在使用温度范围内,复合材料模量保持率在 95% 以上,而镁、铝合金的高温模量保持率不超过 85%^[1-2]。在进行设计时,由于复合材料具有可设计性和各向异性的特点,可通过组分材料的选择和匹配以及界面控制等材料设计手段,最大限度地满足工程结构设计使用性能,同时可以通过合理设计消除材料冗余^[3],提升结构效率、减小结构应力水平,达到结构进一步减重的效果。

目前树脂基复合材料已广泛应用于航空航天领域的结构组件中^[4-9],树脂基复合材料中的增强纤维主要包括碳纤维和芳纶纤维等,树脂基体主要包括环氧树脂、氰酸酯树脂、双马来酰亚胺树脂、聚酰亚胺树脂等。其中复合材料根据使用不同树脂,所能耐受的温度也不同,环氧树脂使用温度一般不超过 150 ℃,氰酸酯树脂一般可耐受 200 ℃,双马树脂一般不超过 250 ℃,聚酰亚胺树脂耐温可达

300 ℃ 以上^[1]。环氧树脂是目前应用最广的树脂基体,已在战斗机、航空发动机中成熟应用^[10],其工艺性能好、综合性能优异、成本低,但韧性不足,耐疲劳、耐湿热性差;氰酸酯树脂具有耐热性好、低吸水率和优异的介电性能等优点,已在雷达天线罩、隐形航空器等结构上成功应用^[11];双马来酰亚胺树脂具有良好的耐湿热、耐高温、吸湿率低、线膨胀系数小且具有较好的工艺性等优点,国内外均已在多个耐高温部件上成功应用^[12],发展较为迅速;聚酰亚胺树脂是目前耐热等级最高的树脂基体,可以适应更高温度需求的结构应用,美国第一代(可耐温 316 ℃)、第二代(可耐温 370 ℃)聚酰亚胺产品已经在航空航天多种结构上成功应用^[13]。

本文以某液体姿轨控动力系统中应用的主承力结构为研究对象,从方案选择、结构设计、仿真分析及静力试验等方面开展研究,相关研究可为类似结构的复合材料主承力结构的设计制造提供借鉴参考。

1 方案及结构设计

为达到减少质量设计效果,某姿轨控动力系统主承力结构选择碳纤维增强树脂基复合材料方案。同时,根据使用温度范围为 180 ~ 220 ℃ 的要求及相应的力学环境要求,碳纤维主体的增强材料选用 T800 碳纤维,基体材料选用双马来酰亚胺树脂(B2371),该种树脂材料可耐高温达 240 ℃,满足产品实际使用时的温度要求。

图 1 为某姿轨控动力系统主承力结构示意图,该主承力结构为系统主要组件的安装结构,用于安装 4 个贮箱、1 台轨控发动机、隔热屏等组件,均为系统中体积大、质量大的重要组件。上述组件需布置于圆锥体(小端直径约为 1 000 mm、大端直径约为 1 200 mm、高约为 600 mm)包络空间内,空间紧凑,为充分利用空间,设计主承力结构可充分利用

舱段内全空间区域进行组件布局安装。主承力结构示意图如图 1(a)所示,由碳纤维复合材料主体、发动机护罩及金属角盒组成;主承力结构安装贮箱、发动机后的结构如图 1(b)所示。

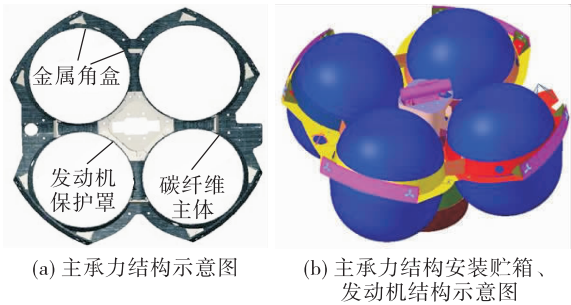


图 1 主承力结构示意图
Fig. 1 Structural diagram

碳纤维复合材料主体为异形曲面,外包络直径为 1 202 mm,贮箱开口处大端内径 $\phi 483$ mm,小端内径 $\phi 453$ mm,其结构示意图见图 2。主承力结构中设置金属角盒用于对碳纤维复合材料主体进行补强、支撑,发动机护罩用于将发动机与碳纤维主体进行连接。为进一步进行减少质量设计,根据结构中不同部位的受力情况,产品为变壁厚设计,同时将碳纤维主体中受力较小处区域的材料去除。

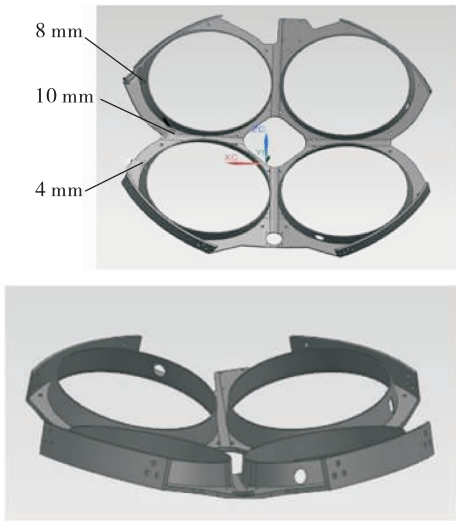


图 2 碳纤维主体结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of carbon fiber main structure

主承力结构采用的 T800/B2371 单向板复合材料,其力学性能设计参考值如表 1 所示。发动机保护罩作为轨控发动机的安装结构,需经受发动机工

作时的高温及力学环境,故选用金属材料,同时考虑金属长期贮存的性能,综合考虑后选用钛合金。同理,金属角盒作为碳纤维主体的补强、支撑结构选用钛合金。

表 1 T800/B2371 单向板复合材料参数
Tab. 1 Composite material parameters of T800/B2371

参数项	设计参考值
纵向拉伸强度/MPa	1 800
纵向压缩强度/MPa	1 000
横向拉伸强度/MPa	40
横向压缩强度/MPa	200
剪切强度/MPa	80
密度/(g · cm ⁻³)	1.6

2 仿真分析及静力试验

2.1 有限元建模及仿真计算

为验证结构设计合理性,进行有限元仿真分析,仿真计算时,贮箱按照满载工况(即贮箱加注满载推进剂)进行仿真计算。4 个贮箱与主承力结构之间、轨控发动机与发动机护罩之间、隔热屏与发动机护罩之间通过螺栓孔节点建立耦合单元进行连接。贮箱内液体简化为质量点,与贮箱内表面建立耦合单元。其余组件简化为质量点,分别与主承力结构上各自相对应的连接螺栓孔处节点建立耦合单元连接。对主承力结构与总体舱段连接的螺栓孔处进行固支约束。有限元仿真计算模型如图 3 所示,进行静力学与动力学仿真计算分析,主承力结构在空载及满载状态下的前 5 阶模态频率计算结果如表 2 所示,空载及满载状态下前 2 阶模态振型图如图 4 所示。



图 3 仿真计算模型
Fig. 3 Simulation calculation model

表 2 模态频率计算结果
Tab. 2 Calculation results of modal frequency

状态	阶次				
	1	2	3	4	5
空载	149.8	163.3	164.1	308.9	349.4
满载	37.2	38.2	55.4	76.0	77.4

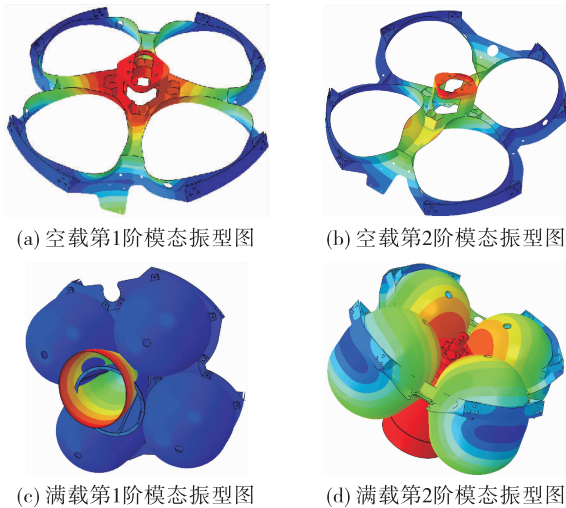


图 4 空载及满载模态振型图
Fig. 4 Mode shapes of no-load and full-load

按照试验条件对主承力结构进行正弦振动、随机振动及半正弦波冲击仿真分析,各类仿真分析的应力计算结果如表 3 ~ 表 5 所示,所有应力仿真分析结果均在表 1 材料的设计参考值范围内,表明该结构可以适应给定的正弦振动、随机振动及半正弦波冲击力学环境条件,动力学仿真分析中主承力结构典型应力云图如图 5 所示。

表 3 正弦振动应力计算结果
Tab. 3 Stress calculation results of sinusoidal vibration

载荷方向	径向	轴向
最大纵向应力	334.1	525.7
最大横向应力	23.72	30.59
最大剪应力	28.28	44.24

表 4 随机振动应力计算结果
Tab. 4 Stress calculation results of random vibration

载荷方向	最大纵向均方根应力	最大横向均方根应力	最大均方根剪应力
x 向	147.1	11.24	13.68
y 向	220.4	13.55	11.99
z 向	127.3	6.361	10.49

表 5 半正弦波冲击应力计算结果
Tab. 5 Stress calculation results of half sinusoidal shock

载荷方向	x 向	y 向	z 向
最大纵向拉伸应力	595.6	662.1	704.5
最大纵向压缩应力	418.8	387.9	630.2
最大横向拉伸应力	36.60	35.29	36.11
最大横向压缩应力	26.63	21.34	41.49
最大剪应力	39.33	26.41	40.92

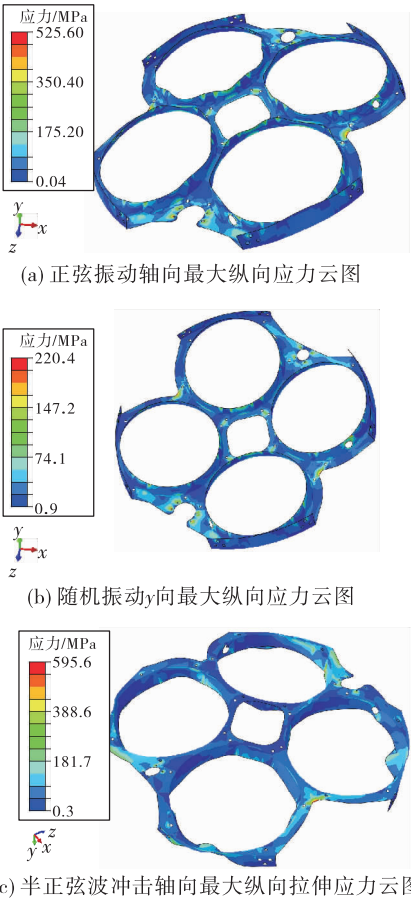


图 5 动力学仿真分析典型应力云图
Fig. 5 Typical stress cloud chart of dynamic simulation analysis

在动力学仿真分析后,进行静力加载计算,对模型加载 1 t 静载荷,提取主承力结构上 10 个位置处的位移值,详如表 6 所示,所有位移仿真计算结果均小于 1 mm,同时该仿真结果与同类型结构的仿真分析结果相比,其位移结果值较小,结构位移值可以满足使用要求。

表 6 仿真计算位移结果

Tab. 6 Simulation calculation results of displacement

测点号	仿真计算结果/mm
1	0.274
2	0.263
3	0.199
4	0.192
5	0.198
6	0.189
7	0.110
8	0.102
9	0.113
10	0.102

2.2 静力试验

按照仿真计算结果确定产品结构,完成实物生产,为验证主承力结构的产品性能,需对产品进行一系列的验证试验,其中静力试验用于验证结构承载能力及工艺方案的合理有效性,是非常重要的一项试验。试验中主承力结构的连接方式、加载方式均与产品实际工况一致。主承力结构与舱段装配好后,整体安装在工装板上,加载点处连接工装结构形式与发动机安装结构相同。作动筒一端连接在试验台横梁上,另一端与加载点处工装相连,通过轴压的方式对主承力结构进行加载,作动筒上连有测力传感器,监测试验载荷大小,具体如图 6 所示。

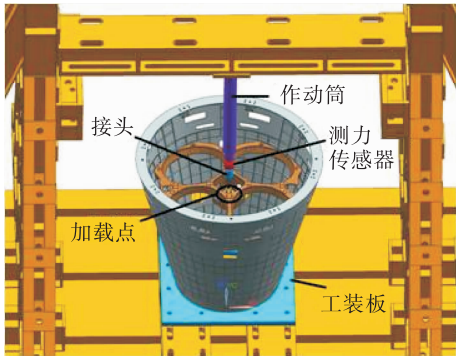


图 6 静力试验加载方式

Fig. 6 Loading method of static test

静力试验中主承力结构上共布置 10 个位移测点,40 个应变测点,位移测点具体位置与仿真计算时提取位移值的位置一致,如图 7 所示,同时在舱段与主承力结构连接处布置测点 11~14。加载至 1 t 时各测点位移见表 7 中试验位移结果,同时将试验结果与表 6 中仿真计算结果进行对比分析,发现试验结果较仿真结果普遍偏高,且有 6 个测点的位移值远大于 1 mm,试验测得的结构位移不能满足产品使用工况要求。

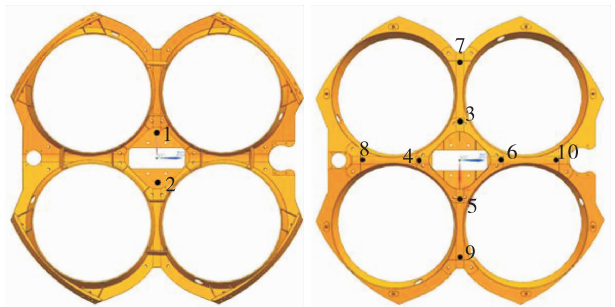


图 7 位移测点分布

Fig. 7 Distribution of displacement measuring points

表 7 静力试验位移测试值与仿真计算结果对比分析

Tab. 7 Comparative analysis of displacement values between static test and simulation calculation

单位:mm

测点号	试验位移结果	仿真计算结果
1	3.490	3.689
2	3.492	3.675
3	3.217	3.577
4	3.066	3.420
5	3.196	3.618
6	3.152	3.455
7	1.400	1.608
8	1.287	1.497
9	1.333	1.647
10	1.287	1.490
11	0.488	0.445
12	0.443	0.561
13	0.469	0.369
14	0.489	0.544

对比仿真计算与试验差别之处主要在于试验中主承力结构的边界条件与实际使用工况一致,为主承力结构与总体舱段通过螺栓连接,但在仿真计

算中主承力结构的边界条件为固支约束,与实际连接方式相比,刚性增大,同时在仿真计算中主承力结构上安装了满载状态的贮箱也对提高主承力结构的刚性起到一定作用,故导致仿真计算位移值偏小。同时,通过静力试验中测点 11~14 的位移值已将近 0.5 mm,与同类型结构类比,位移值较大,也可说明主承力结构与舱段连接后整体刚性偏低。

因此,按照与静力试验相同的状态进行建模计算,主承力结构与舱段通过 40 个螺栓螺接、胶接的方式进行连接,有限元模型如图 8 所示。通过该模型计算获得与静力试验测点相同位置处的位移值,详见表 7,经数据比对,按此模型仿真结果与试验结果一致性较好。主承力结构的边界条件约束对仿真计算结果影响较大,同时说明主承力结构与舱段连接后刚性较弱,导致主承力结构变形较大。



图 8 有限元计算模型
Fig. 8 Finite element calculation model

2.3 主承力结构强化及静力试验

为使主承力结构满足使用要求,需对结构进行强化改进。经分析认为需将主承力结构与舱段连接处的刚性加强,为保证强化改进效果,同时对主承力结构本体进行强化,具体措施如下:在舱段与主承力结构连接处增加厚 8 mm,宽 230 mm 的环带;在主承力结构的球窝中间增加支撑结构以提高结构刚性。产品结构加强示意图如图 9 所示,并按强化后的主承力结构模型进行仿真分析计算,得到各点位移值如表 8 所示,经强化改进后的结构位移变形量可以满足使用要求。按照相同的试验方法对结构强化后的主承力结构进行静力试验,试验结果见表 8。试验结果显示静力试验位移值与仿真结果一致性较好,且与第一轮静力试验结果相比,位移减小较为显著,结构强化改进措施效果明显,满

足使用要求。

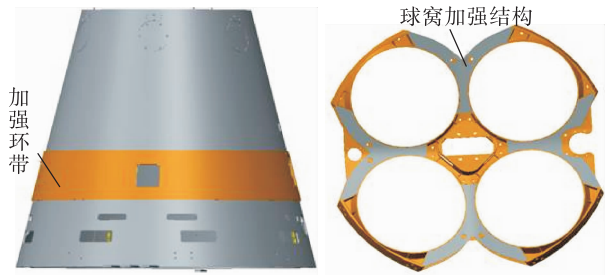


图 9 结构加强示意图
Fig. 9 Diagram of structural reinforcement

表 8 结构强化后静力试验位移测试值与仿真计算结果对比分析

Tab. 8 Comparative analysis of displacement values after structural reinforcement between static test and simulation calculation 单位:mm

测点号	强化后仿真 计算结果	强化后试验位 移结果
1	0. 713	1. 043
2	0. 708	0. 986
3	0. 641	0. 895
4	0. 613	0. 912
5	0. 645	0. 964
6	0. 613	0. 859
7	0. 371	0. 400
8	0. 35	0. 367
9	0. 373	0. 410
10	0. 349	0. 340
11	0. 089	0. 105
12	0. 111	0. 098
13	0. 083	0. 068
14	0. 123	0. 124

3 进展与展望

对本文中复合材料主承力结构在型号应用中遇到的实际问题及技术难点进行总结,碳纤维复合材料的研制需求和发展趋势主要包括 3 个方面:自主可控、耐高温、长贮性能判定。

3.1 自主可控

先进复合材料在航空航天领域的应用越来越

广泛,在航空飞机上复合材料占所用材料总量的比例已达30%~40%;在卫星、宇航、导弹等航天领域中,复合材料除可以减少质量外,其兼具的隔热、耐热、耐高温及耐湿热等特性,使其应用更为广泛^[10]。同时,复合材料性能的不断提升使其应用范围也不断扩展,相应的其需求量也越来越大。

本文中复合材料主承力结构所应用的型号已明确提出所有原材料需满足100%国产化要求,然而目前航空航天产品使用的高性能碳纤维多为进口产品,如日本东丽公司生产的T700、T800等碳纤维材料^[14]。碳纤维及碳纤维制品为重要的战略物资,随着国内复合材料技术的不断提升,国产碳纤维单丝及丝束在截面形状、表面粗糙度、拉伸性能等方面与进口碳纤维相当,但由于工艺等原因导致国产性能稳定性较差。国产单向复合材料拉伸性能约为进口复合材料的70%~85%,同时通过拉伸破坏试验及爆破试验可以得出国产复合材料质量稳定性、工艺性与进口碳纤维相比仍存在较大差距^[15-17]。实现更高性能碳纤维技术的自主可控是必然的发展趋势,也是目前战略导弹武器型号必须满足的战术指标之一。

3.2 耐高温

航天器再入大气层的防热问题^[18]及提高发动机材料的耐高温性能^[19-20]均是航天领域的关键技术,两者均对材料耐高温性能有着极高的要求。随着复合材料在弹体结构、发动机喷管中的应用,其耐高温性能也成为关键性能之一。本文中复合材料主承力结构也同样面临飞行过程中的高温环境。

国外第三代聚酰亚胺树脂使用温度为426℃,国内目前已成功研制出耐420℃高温的聚酰亚胺树脂^[21],虽然国内外已有相关研究,并获得阶段性成果,但距离工程应用仍有一定距离。对于更高使用温度的严酷环境,仍需要研制新的耐高温复合材料。同时,高温树脂的加工制造工艺性差、加工成本高的问题也待解决。

3.3 长贮性能判定

本文中复合材料主承力结构所应用的型号已提出产品长期贮存27年的要求,这对于型号中应用复合材料的结构,如舱段、主承力结构及其余复合材料制品,均有相同的长期贮存要求。其中耐老化是复合材料长期贮存后使用的重要指标,导致其老

化的因素主要有内因和外因,内因主要是指材料的组成、链结构以及聚集态结构发生变化,外因是指使用环境,其中以光、热、湿、氧等因素对材料影响显著。目前国内外对复合材料老化问题的研究主要集中在人工气候老化、热氧老化、光氧老化、湿热老化及臭氧老化,主要老化机理包括游离基反应机理、离子-分子机理、扩散控制论机理^[22]。

上述大部分研究均为针对单一因素进行试验研究,各种老化环境的综合影响及相互作用暂无系统性的研究,对于复合材料长贮后的性能也缺乏定量数据支撑。需通过长贮试验进一步获得材料的性能参数,长贮试验一般采用自然贮存试验、加速贮存试验这两种试验方法进行,但目前对于加速贮存试验的试验标准、试验结果判定准则尚无标准可依,这也成为目前亟待解决的问题。

4 结论

本文针对某姿轨控动力系统复合材料主承力结构进行了材料选用、结构设计、有限元仿真分析及静力试验研究,通过在舱段与主承力结构连接处增厚、在主承力结构球窝中增加支撑结构等方式,改善了主承力结构的结构刚性,最终产品结构合理、性能满足使用要求。相关研究为类似结构复合材料主承力结构的设计制造提供了有益参考。

参考文献:

- [1] 张德刚,陈纲. 碳纤维树脂基复合材料在防空导弹上的应用[J]. 现代防御技术,2018,46(2):24-31.
- [2] MAIR R I. Advanced composite structures research in Australia[J]. Composite Structures,2002,57(1/2/3/4):3-10.
- [3] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.
- [4] 石文静,高峰,柴洪友. 复合材料在航天器结构中的应用与展望[J]. 宇航材料工艺,2019,49(4):1-6.
- [5] 李欣,张晓妮,徐晓沐. 胶接结构和复合材料用于航空航天技术的发展[J]. 化学与黏合,2006,28(3):172-175.
- [6] 董彦芝,刘芃,王国栋,等. 航天器结构用材料应用现状与未来需求[J]. 航天器环境工程,2010,27(1):41-44.
- [7] 章令晖,陈萍. 先进树脂基复合材料在卫星天线系统中的应用[J]. 宇航材料工艺,2011,41(4):1-5.
- [8] 穆朋刚,刘文超,杜大华,等. 复合材料桁架式机架设计

- 方案[J]. 火箭推进, 2019, 45(2): 26-31.
- [9] VASILIEV V V, RAZIN A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications[J]. Composite Structures, 2006, 76(1): 182-189.
- [10] 何东晓. 先进复合材料在航空航天的应用综述[J]. 高科技纤维与应用, 2006, 31(2): 9-11.
- [11] 刘敬峰, 张德文, 杨慧丽, 等. 双马来酰亚胺改性氰酸酯树脂及其复合材料[J]. 热固性树脂, 2008, 23(2): 11-14.
- [12] 殷永霞, 李皓鹏. 先进树脂基复合材料在中国航天器中的应用[J]. 航天返回与遥感, 2018, 39(4): 101-108.
- [13] 赵伟栋, 王磊, 潘玲英, 等. 聚酰亚胺复合材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(4): 14-19.
- [14] 赵稼祥. 东丽公司碳纤维及其复合材料的进展[J]. 宇航材料工艺, 2000, 30(6): 53-56.
- [15] 申宏旋, 毛丽贺. 国产碳纤维与东丽碳纤维的性能[J]. 纺织科技进展, 2017(6): 35-37.
- [16] 许桂阳, 博学金, 王中, 等. 国产 T1000 级碳纤维性能[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(1): 78-83.
- [17] 潘月秀, 于雅琳, 朱世鹏, 等. 基于三维载荷传递机制的单向复合材料纵向拉伸的多尺度模型[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(6): 5-11.
- [18] 徐巍巍. 碳纤维复合材料在高新技术领域中的应用[J]. 国外丝绸, 2005, 20(5): 21-23.
- [19] 刘晓伟, 姚明明, 李佳明, 等. 轻质高比冲 1000N 双组元轨控发动机研制[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 8-12.
- [20] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
- [21] 赵云峰, 孙宏杰, 李仲平. 航天先进树脂基复合材料制造技术及其应用[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(4): 1-7.
- [22] 李树娟, 钟焕荣, 李智, 等. 纤维及其复合材料老化机理研究进展[J]. 合成材料老化与应用, 2013, 42(6): 54-58.

(上接第 44 页)

- [17] 白亚磊, 明晓, 丁涛. 七孔探针可压缩流场测量研究[J]. 实验力学, 2010, 25(6): 667-672.
- [18] 左泽敏, 武瑞娟, 郭斌. 某型航空发动机高温总压探针基础激励疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2015, 37(2): 355-359.
- [19] 熊建军, 倪章松, 李昱, 等. 防冰总压/静压探针结构及控制系统设计与应用[J]. 测控技术, 2019, 38(4): 132-137.
- [20] 祖孝勇, 张林, 肖斌, 等. 3m × 2m 结冰风洞总压探针和皮托管研制[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 76-80.
- [21] 姚程. 超音速进气道流固耦合振动研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.