

高阻尼复合材料支撑筒结构与材料工艺

吴鑫锐 叶周军 李川 左龙彦 杨恒

(上海复合材料科技有限公司上海航天树脂基复合材料工程技术研究中心,上海 201112)

文 摘 支撑筒用于运载火箭与卫星之间的连接,支撑筒的阻尼减振效果决定了卫星能否正常工作。T700S/AG80 复合材料制备的某支撑筒无法满足室温阻尼性能要求。本文通过两种途径提高了支撑筒的阻尼性能,第一种途径采用环氧丁腈预聚物 861340 共混改性 AG80 环氧树脂,当 861340 含量为 23% 时,改性树脂的阻尼性能最佳;第二种途径是对支撑筒进行分段铺层设计。共制备两个支撑筒 1[#]和 2[#],1[#]采用未改性复合材料,2[#]采用阻尼改性复合材料以及分段铺层,在纵向振动试验中,与 1[#]结构振动响应相比,2[#]结构的响应下降了 60.5%;在横向振动试验中,与 1[#]结构振动响应相比,2[#]结构的响应下降了 20.7%。

关键词 支撑筒,树脂阻尼改性,碳纤维复合材料,铺层设计

中图分类号:TB33

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.01.005

Structural Design and Material Technology of High Damping Composites Support Cylinder

WU Xinrui YE Zhoujun LI Chuan ZHUO Longyan YANG Hen

(Shanghai Engineering Technology & Reserch Center of Aerospace Resin Based Composites, Shanghai Composites Science & Technology Co.,Ltd,Shanghai 201112)

Abstract Support cylinder is the connector of rocket and satellite. It will reduce the vibration response of satellite through improving damping performance of the support cylinder. The support cylinder which is made of T700S carbon fiber reinforced AG80 resin can not meet the damping requirement at room temperature. This paper expounded two methods to increase its damping performance. The first was to select the modified 861340 as the matrix of the composite. The result showed that when the content of 861340 was 23%, the damping performance was the best. The second was to use the piecewise layer method which resulted from the technology of Constrained Layer Damping. Two kinds of support cylinder were made as comparative experiments. 1[#] applied AG80 resin as matrix while 2[#] applied modified 861340 and the piecewise layer method. Compared with 1[#], the vibration response of 2[#] dropped 60.5% in the longitudinal vibration experiment. It was 20.7% lower than 1[#] in the transversal vibration experiment.

Key words Support cylinder, Damping modified resin, Carbon fiber reinforced composite materials, Layer design

0 引言

支撑筒用于运载火箭与卫星之间的连接,支撑筒的下端与运载火箭的主体连接,上端与卫星连接,运载火箭在发射与运行的过程中,会产生强烈的振动,这些振动对卫星部件的工作性能、精度、安全性和稳定性产生不良的影响,甚至会造成卫星系统的失效^[1]。如果支撑筒的阻尼减振效果好,将起到减振

器的作用,使得卫星的振动响应降至最低,保证卫星能够正常工作。

支撑筒最初的制备材料是铝合金,为达到减重目的,现在的使用材料是碳纤维增强复合材料,2012年上海航天技术研究院已成功地使用 T700S/AG80 复合材料制备某支撑筒,但此支撑筒无法满足室温阻尼性能要求。可通过两种途径提高支撑筒的室温阻尼

性能:第一种途径是树脂改性,复合材料的阻尼性能主要是来自于树脂基体,但 AG80 环氧树脂脆性较大, T_g 过高,室温阻尼性能差,应对 AG80 环氧树脂进行阻尼改性;第二种途径是对支撑筒进行铺层设计,进一步提高阻尼性能并保证力学性能的要求。本文将详述这两种途径来提高室温阻尼性能。

1 AG80 环氧树脂阻尼改性

1.1 原料

树脂基体,牌号为 AG80,环氧值为 0.85;固化剂,4,4'-二氨基二苯砜;促进剂,三氟化硼乙胺络合物;改性剂,环氧丁腈预聚物,牌号为 861340,环氧值为 0.281。

1.2 样品制备

制备 5 种配比的树脂浇注体,共混树脂中 861340 的质量分数分别为 0%、9%、17%、23%、29%,制备过程如图 1 所示。



图 1 树脂浇注体的制备过程

Fig. 1 Manufacturing process of resin casting

对于未改性 AG80 环氧树脂浇注体,按某质量比例分别称取原料。而对于改性 AG80 环氧树脂浇注体,AG80 环氧树脂本身所需的固化剂和促进剂按未改性时的比例进行称取,按照公式(1)计算出改性剂需要的固化剂质量:

$$\text{胺用量} = \text{胺当量} \times \text{环氧值} \quad (1)$$

式中,胺当量 = 胺的相对分子质量/胺中活泼氢的数目。将混合好的树脂体系放入烘箱中进行固化,浇注体的固化制度如图 2 所示。

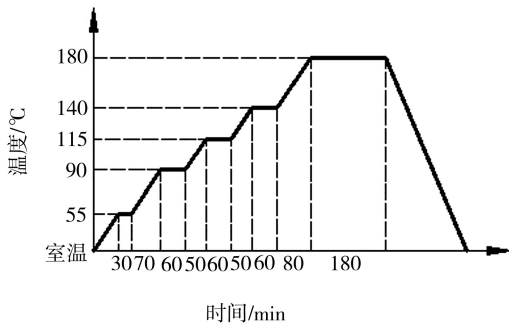


图 2 浇铸体的固化制度

Fig. 2 Curing system of resin casting

1.3 性能测试

树脂浇注体拉伸性能测试采用 GB/T 2568—1995。阻尼性能测试采用动态热机械分析仪(DMA),测试阻尼损耗因子随温度升高的变化情况,三点弯曲模式,试验参数的设置为最大静态力 4 N,静态力比例因子 1.2,最大振幅 20 μm ,升温速率 5 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 1 期

K/min,振动频率 1 Hz。

1.4 结果与讨论

改性树脂浇注体在振动频率 1 Hz 情况下阻尼损耗因子随温度的变化情况如图 3 所示,可以看出无论是纯 AG80 树脂浇注体还是改性的树脂浇注体,阻尼损耗因子随温度变化的曲线上只有一个峰值,单一的损耗峰说明改性共混树脂体系的微观结构是均相的,没有发生相分离。随着 861340 含量的增加,树脂浇注体的 T_g 均在未改性树脂浇注体 T_g 附近,没有出现明显的降低。当 861340 质量分数达到 23% 时,在室温段的阻尼损耗因子比未改性树脂得到了明显提高。

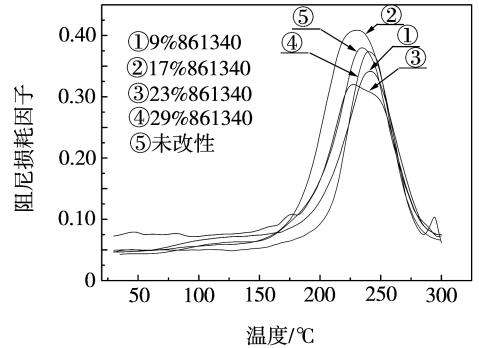


图 3 861340 改性树脂浇注体阻尼损耗因子随温度变化
Fig. 3 Temperature-dependent curve of damping loss factor of 861340 modified resin matrix

861340 改性 AG80 环氧树脂浇注体的拉伸性能如表 1 所示。从表 1 中可以看出随着 861340 的加入,树脂浇注体的拉伸模量在逐渐降低,由于纯 AG80 固化后具有较高的交联密度,而且很脆。随着 861340 加入量的提高,共混树脂浇注体的韧性提高,但抵抗变形的能力就会有所下降,即拉伸模量随之下降,每种配比的浇注体均是以脆断的方式断裂。

表 1 861340 改性 AG80 树脂浇注体拉伸性能

Tab. 1 Mechanical property of 861340 modified AG80 resin

质量分数 /%	拉伸模量 /GPa	拉伸强度 /MPa	质量分数 /%	拉伸模量 /GPa	拉伸强度 /MPa
0	3.79	46.49	23	2.82	19.64
9	3.63	26.63	29	2.81	19.27
17	3.10	25.53			

2 阻尼改性复合材料

2.1 原料

增强体,T700S 碳纤维,日本东丽公司;树脂体系,未改性 AG80 树脂体系,861340 含量为 23% 的改性树脂体系。

2.2 样品制备

T700S/AG80 和 861340 含量为 23% 改性树脂基体的复合材料 T700S/(AG80+861340) 制备过程见图 4。

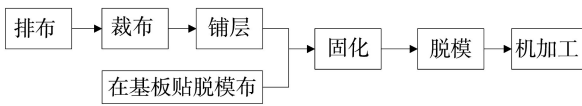


图4 复合材料试件的制备过程

Fig. 4 Manufacturing process of composite materials

采用真空袋以热压罐固化的方式成型,其固化制度如图5所示。

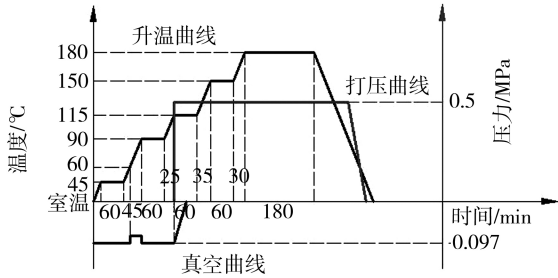
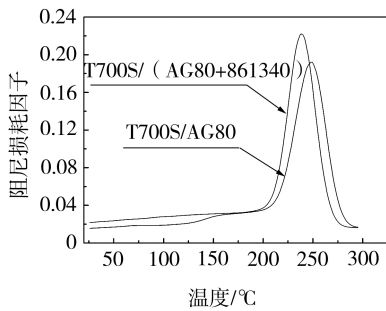


图5 复合材料的固化制度

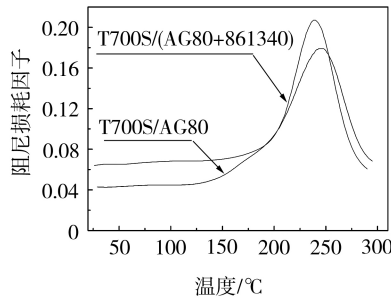
Fig. 5 Curing system of composite materials

2.3 性能测试

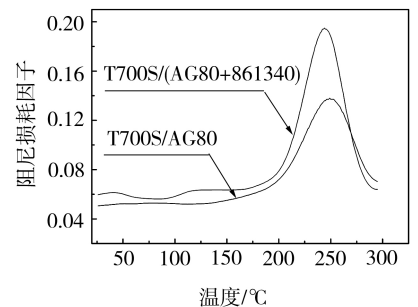
0°、90°拉伸性能测试标准 GB/T 1447—2005; 0°弯曲性能测试标准 GB/T 1449—2005; 纵横剪切性能测试标准 GB/T 3355—2005。采用 DMA 测试 0°、45°以及 90°复合材料的阻尼损耗因子随温度升高的变化情况,模式为三点弯曲,试验参数为最大静态力 5 N,静态力比例因子 1.5,最大振幅 60 μm,升温速率 5



(a) 0°复合材料



(b) 45°复合材料



(c) 90°复合材料

图6 T700S/(AG80+861340)复合材料 DMA 测试

Fig. 6 DMA tests of T700S/(AG80+861340) composite materials

从图6可以看出 T700S/(AG80+861340)的三种单向复合材料 T_g 比 T700S/AG80 稍有降低,并且在 T_g 的阻尼损耗因子均有所提高。对于室温段的阻尼性能,以 30°C 对应的阻尼损耗因子进行说明,其中 T700S/(AG80+861340)的 0°复合材料的阻尼损耗因子为 0.022,比 T700S/AG80 提高了 0.0063; T700S/(AG80+861340)的 45°复合材料的阻尼损耗因子为 0.068,比 T700S/AG80 提高了 0.0252; T700S/(AG80+861340)的 90°复合材料的阻尼损耗因子为 0.0603,

K/min,振动频率 1 Hz。

2.4 结果与讨论

未改性与改性复合材料的力学性能测试结果如表2所示,可以看出 T700S/(AG80+861340)与 T700S/AG80 复合材料相比,在 0°拉伸试验中, T700S/(AG80+861340)的弹性模量与强度下降较大;在纵横剪切试验中, T700S/(AG80+861340)复合材料的剪切模量有所下降,但剪切强度有所提高;在 90°拉伸试验中, T700S/(AG80+861340)复合材料的拉伸模量与强度变化幅度不大;在 0°弯曲试验中, T700S/(AG80+861340)复合材料的弯曲模量与强度下降较大。

表2 单向复合材料力学性能

Tab. 2 Mechanical properties of UD composite materials

材料	0°拉伸		ν	90°拉伸	
	模量/GPa	强度/MPa		模量/GPa	强度/MPa
未改性	146	2214	0.285	8.3	16
阻尼改性	111	1517	0.318	7.9	18

材料	0°弯曲		纵横剪切	
	模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa
未改性	145	1574	3.8	73
阻尼改性	108	1045	3.4	94

T700S/(AG80+861340)的 0°、45°和 90°复合材料的 DMA 测试结果如图6所示。

比 T700S/AG80 提高了 0.0095。从以上数据可以看出 T700S/(AG80+861340)复合材料的室温阻尼性能得到了明显提高。

3 支撑筒铺层设计

3.1 支撑筒缩比件的制备

支撑筒缩比件的外形以某运载火箭复合材料支撑筒为模板,尺寸按照 1:5 比例缩减,支撑筒缩比件的尺寸如图7所示。可以看出支撑筒缩比件共由四部分组成,小端框法兰、直筒段、锥段主体和大端框法兰。

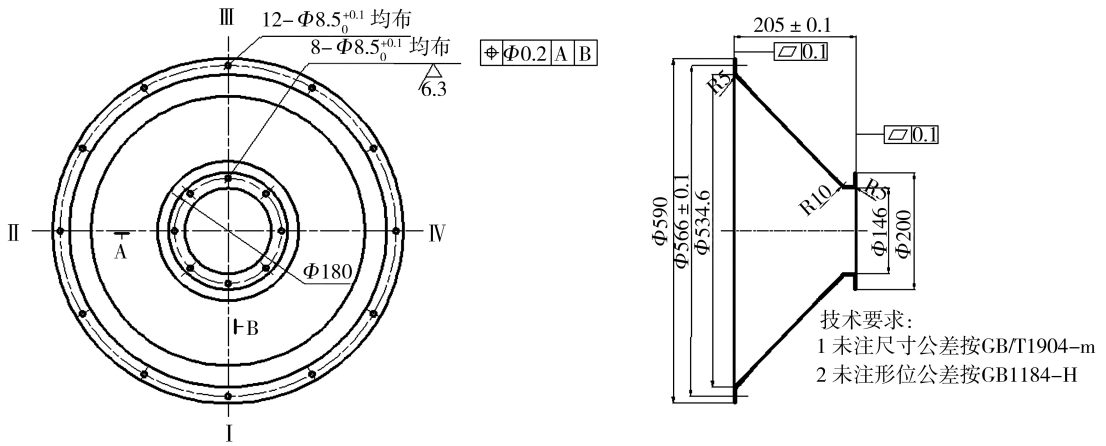


图7 支撑筒缩比件尺寸示意图

Fig. 7 Schematic diagram of support cylinder

3.1.1 铺层设计

制备两个支撑筒缩比件,分别记为1[#]、2[#],首先需要制备一个对比件,所以1[#]筒的材料全部采用T700S/AG80复合材料,其铺层方式的设计共分为三个部分,分别是整体铺层设计、增厚区铺层设计和过渡区铺层设计。在整体铺层设计过程中考虑了以下几方面因素^[2]:

(1) 铺层角度应最好选定0°、90°、+45°和-45°,这样有利于操作;

(2) 尽可能采取对称铺层方式,这样可以减少结构中的耦合作用;

(3) 同方向铺层连续不多于4层,以避免产生微裂纹;

(4) 每个方向铺层的最小比例数应不低于10%,最大不超过60%;

(5) 相邻铺层间的铺层角应尽可能小于60°,以减小层间应力影响,避免固化引起的微裂纹;

(6) ±45°层远离结构中面铺设,可以提高结构的屈曲强度。

由于支撑筒质量的要求,锥段的壁厚应控制在1.5~2 mm,而所用预浸料的单层厚度理论值为0.13 mm,这就要求锥段的铺设层数在10~15层。支撑筒在实际应用中主要承受沿锥段母线方向的压力,并规定0°铺层纤维沿母线方向。综合以上因素的考虑设定锥段部分的铺层为 $[\pm 45/0/90/0/0]_s$ 。

在小端框法兰、直筒段和大端框法兰处考虑到强度要求,采用增厚铺层的处理,即在整体铺层的基础上增加铺层的数量,对于增厚区的铺层考虑以下几方面因素^[2]:

(1) 为避免层合板受载时产生弯扭耦合,应使弯曲刚度系数 D_{16} 、 D_{26} 尽可能小,+45°和-45°铺层顺序的布置应使计算刚度系数的加权因子 $k^3-(k-1)^3$ 越小越好,即+45°和-45°铺层顺序应按+/-、-/+的次序布置;

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015年 第1期

(2) 由于碳纤维的热膨胀效应,应采用均衡对称铺层,即0°、90°、+45°和-45°的铺层数应尽量相同,并保证整体结构为对称铺层,这样可以避免耦合引起整体结构的翘曲变形。

综合以上因素,增厚区的铺层顺序为 $[45/-45/90/0/-45/45/90/0/90/0/45/-45/0]_s$ 。

由于锥段部分的铺层数与小端框法兰、直筒段和大端框法兰处的铺层数量不同,导致厚度存在差异,应使这种厚度变化均匀过渡,所以设计了厚度变化过渡区,并考虑了以下几个因素^[2]:

(1) 厚度变化后的铺层仍应保持对称;

(2) 厚度变化过渡区,至少每三层过渡层应覆盖一整体层;

(3) 厚度变化过渡区斜度比,主承力方向应不大于1:20,其他方向应不大于1:10;

(4) 结构厚度变化区铺层递减时,可采取两种形式的设计,钻石型和箭型,这里采用钻石型过渡方式。

综合以上因素,设计了上下两个增厚区与锥段主体的厚度变化过渡区,如图8所示。

从图8可以看出上下端厚度过渡区变化的方式为钻石型,并且在过渡区共分7段进行过渡,每一段内减少对称的两层,在过渡区内减少14层,使得铺层数由增厚区的25层减少至主体的11层,过渡区每一段的长度为6 mm,这样就满足主承力方向过渡区斜度比不大于1:20的要求。

采用T700S/(AG80+861340)制备2[#]筒,其铺层方式在1[#]筒的基础上增加了分段铺层的设计。这种铺设方式的思路来自于约束层阻尼技术,此技术是由三部分组成:基体结构、阻尼层和约束层,如图9所示。其中阻尼层一般采用高阻尼橡胶材料,而基体结构与约束层刚度要远高于阻尼层,外力对结构的作用主要由它们承担。由于整体结构在振动过程中基体结构与约束层变形不一致,在黏弹性层中将产生大的剪切变形,

由于黏弹性层的剪切迟滞作用,使得整体结构的动能

转变为热能,从而提高整体结构的阻尼性能。

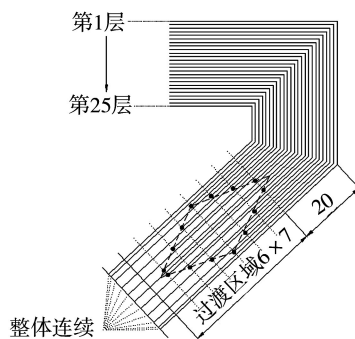
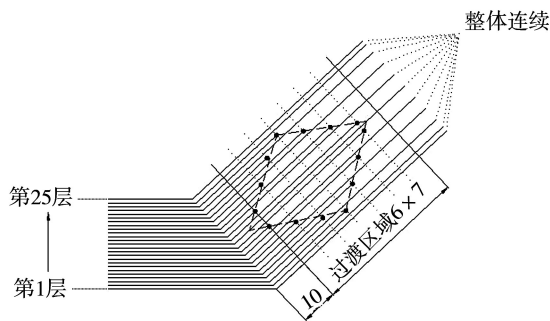


图8 厚度过渡区示意图

Fig. 8 Schematic diagram of transition zone

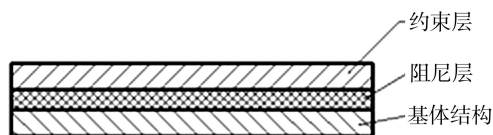


图9 约束层结构示意图

Fig. 9 Schematic diagram of constrained layer

D. Barrett^[3]将基体结构和约束层采用碳纤维增强复合材料,阻尼层采用高阻尼橡胶材料,制备了具有约束层结构的圆管,此圆管在轴向外力作用下,阻尼层将产生很大的剪切形变,从而提高整体结构的阻尼性能,但是通过分析发现约束层与基体结构产生的位移是沿长度方向位置的指数函数,也就是说在圆管末端阻尼层产生的剪切形变是最大的,如果将圆管末端固定,整体结构的阻尼性能将大大降低。随后 D. Olcott^[4]改进了 D. Barrett 的设计方案,将约束层与基体结构采用分段铺层的方式,即将整体的复合材料层分成若干段拼接而成,这样处理后可以使全部阻尼层均产生大的剪切变形,即使结构的末端被固定住,结构的其余部分也将产生大的剪切变形,从而提高整体的阻尼性能。

依据 D. Olcott 的设计方案,设计了支撑筒的分段铺层方式,但考虑到支撑筒质量要求,对 D. Olcott 的设计方案进行了改进,改进方案如图 10 所示。

段的长度是 20 mm。为实现这种约束阻尼结构,采用了预固化方法,即先将下部分的复合材料层进行预固化,结束后在材料表面涂一层树脂,这层树脂就是阻尼层,再铺设分段层并进行预固化,结束后在分段层表面涂一层树脂,并完成上部分的复合材料连续层。在 2#筒中整体第 6 层采取分段铺设的方式,但考虑到上下法兰和直筒段强度的要求,这些地方应采用连续铺层,在锥段处采用分段铺层。

3.1.2 制备工艺流程

采用手糊铺层的方式,并通过热压罐成型工艺制备 1#、2#支撑筒,制备的基本流程与图 4 一致,但其中一些细节有所不同:对于 1#筒铺设完第 12 层后,进行冷预压,即制作真空袋,抽真空;2#筒进行了分段铺层的设计,在铺设第 12、13 层后进行预固化处理,预固化的制度如表 3 所示。

表3 预固化制度

Tab. 3 Pre curing system of composite materials

步骤	预固化过程
1	RT ~ 120°C, 升温速率 0.8 ~ 1.2°C/min, 真空表压 ≤ -97 kPa
2	120°C, 保温 2 h, 真空表压 ≤ -97 kPa
3	120°C ~ RT, 自然降温

固化制度与图 5 一致,固化完成后,按照图 7 中的尺寸与公差要求,用车床加工支撑筒的上下外圆,用打孔工装配合钻床加工大小法兰处的 Φ8 mm 通孔,便得到了支撑筒成品件,如图 11 所示。

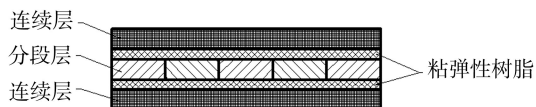


图10 分段铺层设计

Fig. 10 Schematic diagram of piecewise layer

从图 10 可以看出以复合材料自身的黏弹性树脂取代高阻尼橡胶,这样处理可以避免增加结构的消极质量,并且中间的分段层与上下两部分组成了两个约束阻尼结构,在每一分段内的黏弹性树脂均将产生大的剪切形变,由于树脂的剪切迟滞作用,将提高整体结构的阻尼性能。考虑到实际操作方便,设定每一分

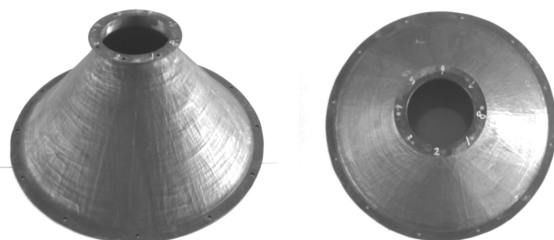


图11 支撑筒成品件

Fig. 11 Images of support cylinder

3.2 支撑筒缩比件的振动测试

采用5T振动台,对1#、2#支撑筒缩比件进行横向和纵向振动试验,如图12所示。为了更好地模拟整体结构在真实环境中的状态,在支撑筒缩比件的上法兰处安装了模拟卫星部件,振动试验采用随机振动方式,试验参数为:频率20~2000 Hz,激振力的总均方根为1g,经过换算,激振力功率谱密度为 $0.000\ 505\ 050\ 5\text{g}^2/\text{Hz}$ 。测试模拟卫星部件上的监测点在一阶固有频率处的响应情况。

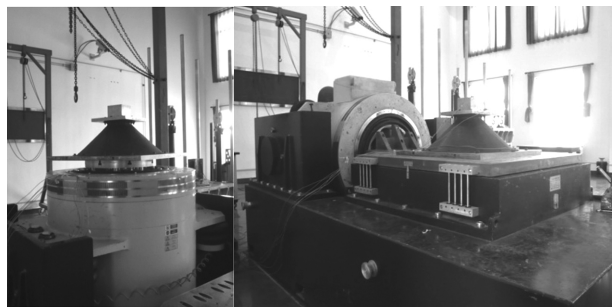


图12 支撑筒缩比件的振动试验

Fig. 12 Vibration experiment of support cylinder

3.3 结果与分析

通过横向与纵向振动试验,分别得到了模拟卫星部件上的监测点在第一阶固有频率对应的功率谱密度幅值,1#、2#横向振动的值分别为 0.116 、 $0.073\text{g}^2/\text{Hz}$;纵向振动的值分别为 0.084 、 $0.013\text{g}^2/\text{Hz}$ 。

将功率谱密度幅值转换成响应值,需根据公式^[5]:

$$S_x(f) = |H(f)|^2 S_f(f) \quad (2)$$

式中, $S_x(f)$ 为输出的功率谱密度; $S_f(f)$ 为输入激振力的功率谱密度,其功率谱密度为定值 $0.000\ 505\ 050\ 5\text{g}^2/\text{Hz}$; $H(f)$ 为结构的频响函数。

经过换算,得到了两种不同整体结构中模拟卫星部件上的监测点在第一阶固有频率对应的响应值,横向振动1#、2#筒的值分别为15.16、12.02;纵向振动1#、2#筒的值分别为12.89、5.09。

可以看出2#筒结构中的模拟卫星部件的响应值比1#筒均有所降低,这说明通过改变支撑筒的材料与铺层方式,提高了支撑筒的阻尼性能,使得模拟卫星部件在固有频率处的响应幅值下降。在纵向振动试验中,与1#筒结构振动响应相比,2#筒结构的响应下降了60.5%;在横向振动试验中,与1#筒结构振动响应相比,2#筒结构的响应下降了20.7%,由此可知2#筒阻尼减振的效果得到显著提高。

2#筒采用了阻尼改性复合材料,此方式使得整体结构在各受力方向均有较好的阻尼减振效果;其采用

的分段铺层方式在沿断层方向受力时阻尼减振效果最佳,纵向振动时,整体结构响应下降较多,这主要是由于整体结构的受力方向与断层方向一致,从而充分发挥了分段铺层阻尼减振的作用。在工程应用中设法提高某方向阻尼减振效果时,可沿此方向采用分段铺层的方式。

4 结论

通过两种途径提高支撑筒的阻尼性能:一是提高材料本身的阻尼性能;二是对支撑筒进行铺层结构设计。支撑筒的力学与阻尼性能均满足应用要求,并得到以下主要结论:

(1)加入环氧丁腈预聚物861340对AG80环氧树脂进行阻尼改性,随着改性剂含量的增加,树脂体系的 T_g 变化不大,当861340含量为23%时,室温段的阻尼性能最佳;

(2)用861340含量为23%的树脂体系制备碳纤维增强复合材料,测试其基本力学和阻尼性能。T700S/(AG80+861340)的力学性能较T700S/AG80有所降低,但可以满足应用要求,并且在室温段的阻尼性能得到了显著提高。

(3)以某运载火箭复合材料支撑筒为模板,制备两个支撑筒缩比件,其中1#筒全部采用T700S/AG80复合材料,并设计了铺层方式;2#筒全部采用861340含量为23%改性树脂的T700S/(AG80+861340)复合材料,在1#筒铺层方式的基础上设计了分段铺层结构,其中分段铺层的设计思路源自约束阻尼技术。通过振动试验发现2#筒的阻尼减振效果得到了显著提高。

参考文献

- [1] 尹云玉. 结构振动理论及火箭截面载荷识别[M]. 中国宇航出版社, 2011
- [2] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2001:85
- [3] Barrett D. A design for improving the structural damping properties of axial members[J]. Proceeding of Damping, 1989, HCB-1-18
- [4] Olcott D. Improved damping in composite structures through stress coupling, cocured damping layers, and segmented stiffness layers[D]. Brigham Young University, Provo, Utah, 1992
- [5] 李德葆,陆秋海. 工程振动试验分析[M]. 北京:清华大学出版社, 2004

(编辑 李洪泉)