

工艺参数对轻质热防护组件胶接装配性能的影响

方春平 张大海 赵建设

(航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

文 摘 可重复使用运载器采用轻质热防护材料和应变隔离垫作为飞行器的热防护系统, 轻质热防护组件通过硅橡胶胶黏剂粘接至碳纤维复合材料蒙皮表面。为提高可重复使用飞行器轻质热防护系统粘接质量, 通过实验方法研究了加压压力、加压时间、表面处理方式等对轻质热防护组件与碳纤维复合材料的粘接强度的影响。结果表明: 轻质热防护组件与碳纤维复合材料的粘接强度随加压压力的增大而增大, 随加压时间的增长先迅速增大, 当加压时间超过7 h时缓慢增大; 打磨或涂处理剂表面处理方式均能提高粘接强度, 同时施加两种处理方式时提高粘接强度大于52%。

关键词 工艺参数, 轻质, 热防护组件, 胶接装配

中图分类号: V19

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.02.021

Effect of Process Parameters on Adhesive Assembly Performance of Lightweight Thermal Protection Components

FANG Chunping ZHANG Dahai ZHAO Jianshe

(Aerospace Research Institute of Material & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract Lightweight thermal protection materials and strain isolation pad were used as the thermal protection system of reusable launch vehicle. The lightweight thermal protection component was bonded to the surface of the carbon fiber composite skin by the silicone rubber adhesive. In order to improve the bonding quality of lightweight thermal protection system for reusable aircraft, influence of pressure, pressurizing time and surface treatment on the bonding strength of lightweight thermal protection components and carbon fiber composites were investigated experimentally. The results show that the bonding strength of lightweight thermal protection components and carbon fiber composites increase with the increase of pressure. The bonding strength increases rapidly with the increase of pressurizing time, but the increase rate slow down when the pressurizing time exceeds 7 h. The bonding strength is improved by grinding rough bonding surface or applying treatment agent. The bonding strength is increased by more than 52%, when the two processing methods are applied at the same time.

Key words Process parameters, Lightweight, Thermal protection components, Adhesive assembly

0 引言

近年来, 随着航天技术的高速发展, 新型航天飞行器对考虑经济、低成本、可重复使用需求越来越重要^[1], 可重复使用是新型航天飞行器发展的趋势之一^[2]。可重复使用飞行器对热防护系统提出了更高的要求^[3-4]。热防护系统是保护飞行器在飞行高温环境中免遭烧毁或过热的关键系统^[5]。

国外, 在天地往返运输系统领域, 使用陶瓷基复

合材料制备的刚性隔热瓦粘接至冷结构表面作为可重复使用飞行器的重要热防护系统^[6-7], 隔热瓦为美国航天飞机飞行试验验证过的防护系统^[8]。但是, 国外研究发现粘接面开胶导致轻质热防护脱落、损坏的原因是造成飞行器质量事故重要的原因^[9]。研究表明: “发现号”航天飞机飞行过程共500多块轻质热防护脱落和损坏, “亚特兰蒂斯”号航天飞机飞行后200多块轻质热防护脱落和损坏^[10]。

收稿日期: 2023-05-04

基金项目: 基础加强重点计划项目

第一作者简介: 方春平, 1992年出生, 硕士, 工程师, 主要从事热防护系统装配技术研究工作。E-mail: chunpingfang@foxmail.com

热防护系统是决定可重复使用飞行器再入大气层成败的关键技术之一^[11-12]。而热防护的胶接装配质量是影响可重复使用飞行器飞行过程安全性及保障重复使用性能的关键。因此,研究如何提高热防护系统的粘接质量具有重要的意义。国内外学者对影响粘接质量的工艺参数进行了大量的研究,林胜等^[13]研究了表面粗糙度、胶层厚度、粘接温湿度、固化温度等工艺参数对环氧胶黏剂粘接玻璃钢传动轴粘接性能的影响。研究表明提高粘接强度的粘接温湿度、固化温度、表面粗糙度等参数有最佳范围。杨国腾^[14]研究了表面处理、固化温度、时间和压力等工艺参数和粘接强度之间的关系。研究表明打磨、固化温度、固化压力和时间均对粘接强度有显著影响。陈紫轩^[15]采用对比试验方法研究了不同金属基材、偶联剂、胶层厚度、胶接面积等对陶瓷瓦粘接强度的影响,研究发现金属基材表面需要一定程度的粗糙度,粘接强度更好;胶层厚度为0.5~2 mm时粘接效果较好。粘接面积相同时,粘接部位为边缘时粘接强度更高。王家天^[16]研究了固化时间、施胶量、胶层均匀性和涂胶方式等粘接工艺参数对有机硅橡胶粘接复合材料的影响。

近年来,超轻质酚醛浸渍碳烧蚀体体系复合材料由于低密度、轻质、耐烧蚀等优势逐渐应用于高超速等飞行器的热防护材料^[17-19]。某重复使用飞行器采用超轻质酚醛浸渍碳烧蚀体热防护材料和芳纶纤维毡制备的应变隔离垫作为迎风面热防护系统,轻质热防护材料、应变隔离垫通过高温胶黏剂胶接装配至飞行器碳纤维复合材料的蒙皮表面。而现有研究未对材料应用于可重复使用飞行器粘接装配质量的影响因素进行系统研究。本文对轻质热防护组件胶接装配性能进行研究,分析加压压力、加压时间、表面处理方式等不同工艺参数对轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接拉离强度的影响规律,拟为提高热防护系统粘接装配可靠性提供技术基础和工艺支撑。

1 实验

使用的轻质热防护材料和芳纶纤维毡制备的应变隔离垫为真实零件尺寸,尺寸为130 mm×130 mm×5 mm,如图1所示为轻质热防护材料,真实零件表面有功能涂层,为避免拉离实验时涂层处剥落,实际拉离实验使用正反面均无涂层的材料。通过粘接工艺制备拉离实验件,粘接工艺方法如图2所示。为控制轻质热防护材料与碳纤维复合材料的变形协调关系,首先将轻质热防护材料与3 mm厚应变隔离垫在不同工艺参数下通过硅橡胶胶黏剂粘接成轻质热防护组件,然后将轻质热防护组件粘接至碳纤维复合

材料表面,最后再通过高于硅橡胶胶黏剂粘接强度的高强度胶黏剂将轻质热防护材料、碳纤维复合材料粘接至金属拉离工装。实验时,轻质热防护材料-应变隔离垫、应变隔离垫-碳纤维复合材料的粘接面用胶量分别为750、500 g/m²。

工艺路线如图3所示,实验件在制备过程中固化时采用抽真空加压,分别研究在不同抽真空加压压力、加压时间以及打磨、涂处理剂等工艺参数下的粘接性能。每种工艺参数下均制备5件实验件,总共固化满足7 d后,将制备好的拉离实验件,使用万能实验机进行拉离实验,实验参照GB/T1452—2005,得到不同条件下的拉离强度实验结果。

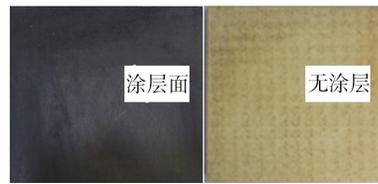


图1 轻质热防护材料

Fig. 1 Lightweight thermal protection materials

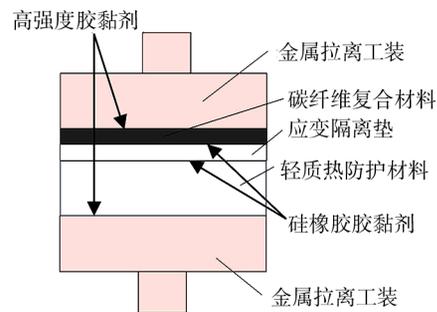


图2 粘接实验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of adhesion experiments

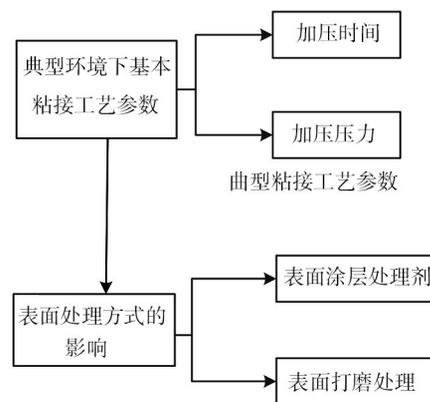


图3 实验工艺路线

Fig. 3 The roadmap of experimental process

2 结果与讨论

2.1 加压压力的影响

为研究不同加压压力对轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接强度的影响,对粘接过程的抽真空

压力分别设置为 30、50、70 和 90 kPa,抽真空加压时间均为 5 h,碳纤维复合材料表面不做打磨及涂处理剂处理,粘接完后试验件在常温下固化 7 d 后在万能试验机下进行拉离实验,得到粘接强度的实验结果如图 4 所示。

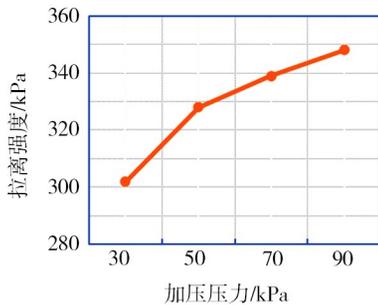


图4 加压压力的影响

Fig. 4 Effects of pressurizing pressure

实验发现拉离破坏面均在应变隔离垫与碳纤维复合材料界面。分析图 4 可知,随着加压压力从 30 kPa 向 90 kPa 逐渐增大,轻质热防护组件与碳纤维复合材料的粘接强度逐渐增大,当压力增大至 70 kPa 时,粘接强度缓慢增大。这是因为开始时,增大粘接接触的加压压力,轻质热防护材料、应变隔离垫与碳纤维复合材料接触紧密,接触角增大,有利于胶黏剂的扩散,粘接的结合力增大;当压力增大到一定程度时,由于轻质热防护组件与碳纤维复合材料接触压力达到一定范围,压力足够大使粘接界面发生勾连,当粘接强度达到一定范围时,增大缓慢。

2.2 加压时间的影响

在加压时间参数为 3、5、7 和 9 h 条件下进行轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接实验,粘接过程控制加压压力均为 50 kPa。碳纤维复合材料表面不做打磨及涂处理剂处理,粘接完后试验件在常温下固化 7 d 后在万能试验机下进行拉离实验,得到粘接强度的实验结果如图 5 所示。

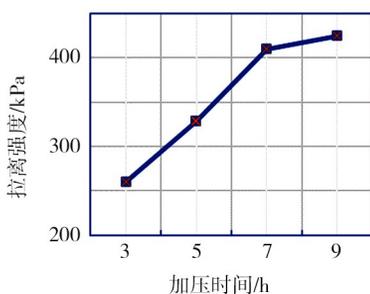


图5 加压时间的影响

Fig. 5 Effects of pressurizing time

实验发现拉离破坏面均在应变隔离垫与碳纤维复合材料界面。分析图 5 可知,随着加压时间从 3~9 h 变化,轻质热防护材料组件与碳纤维复合材料的粘

接强度逐渐增大,当加压时间增大至 7 h 时,粘接强度增大缓慢。这是因为增大加压时间,轻质热防护组件与碳纤维复合材料在接触压力作用下的结合固化时间增加,胶黏剂在加压压力作用下在粘接界面逐渐渗透和扩散,随着加压时间增加,胶黏剂在界面的渗透深度增加,胶层结合力增大。当加压时间增加到一定程度时,胶黏剂最先进入靠近碳纤维复合材料粘接界面的逐步固化,达到半固化状态,轻质热防护材料组件与碳纤维复合材料的粘接强度增加效应不明显。

2.3 表面处理方式的影响

粘接前,分别对碳纤维复合材料的粘接面进行 4 种不同表面处理方式,分别为:打磨+涂处理剂,打磨+不涂处理剂,不打磨+涂处理剂,不打磨+不涂处理剂。打磨采用正交打磨法,即采用 120 目(0.125 mm)金刚石砂纸,在碳纤维复合材料试验件粘接面沿着横向、纵向交替各打磨 5 次,打磨完吹除粉尘清理干净表面。表面处理完后,在加压压力均为 50 kPa,加压时间均为 5 h 下进行粘接试验。粘接完后试验件在常温下固化 7 d 后在万能试验机下进行拉离实验,得到实验结果如图 6 所示。

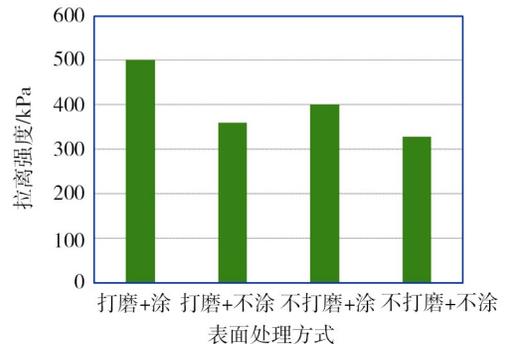


图6 表面处理方式的影响

Fig. 6 Effects of surface treatments



图7 打磨+涂处理剂下实验结果

Fig. 7 Results under grinding rough bonding surface or smeared treatment agent

研究发现,表面处理方式对轻质热防护材料装配强度具有显著影响。不打磨+不涂处理剂(即粘接表面不做任何表面处理)条件下粘接强度最弱,而对粘接面进行打磨+涂处理剂处理后条件下粘接强度最高,达到 500 kPa。对碳纤维复合材料粘接面仅打磨或仅涂处理剂条件下粘接强度介于中间。说明打磨或涂处理剂均能提高粘接强度。同时打磨+涂处

理剂与对表面不做任何处理结果相比,粘接强度提高大于52%,并且在拉离实验时发现轻质热防护材料本体或应变隔离垫处发生破坏,说明实际界面粘接强度大于500 kPa,如图7所示。这是因为对碳纤维复合材料的粘接面进行打磨增加了材料表面的粗糙度,增加粘接界面的结合力。而在粘接面涂处理剂,可以通过处理剂与硅橡胶胶黏剂发生交联作用,提高胶层的附着力,从而提高粘接强度。

3 结论

(1)加压时间及表面处理方式相同时,轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接强度随粘接加压压力的增大而增大,当压力增大至70 kPa时,粘接强度缓慢增大。

(2)加压压力及表面处理方式不变时,轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接强度随加压时间的增大先迅速增大,当加压时间超过7 h时缓慢增大。

(3)表面处理方式对轻质热防护组件与碳纤维复合材料粘接强度影响较大,仅打磨或仅涂处理剂能提高胶层结合力,提高粘接强度。打磨并涂处理剂能提高粘接强度到500 kPa,与对表面不做任何处理相比,粘接强度提高大于52%。因此,装配时对碳纤维复合材料表面打磨并涂处理剂是提高装配质量的重要手段。

参考文献

[1] FREEMAN JR D C, TALAY T A, AUSTIN R E. Reusable launch vehicle technology program[J]. *Acta Astronautica*, 1997, 41(11): 777-790.

[2] 冯韶伟,马忠辉,吴义田,等. 国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J]. *导弹与航天运载技术*, 2014(5):82-86.

FENG Shaowei, MA Zhonghui, WU Yitian, et al. Survey and review on key technologies of reusable launch vehicle abroad[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2014(5):82-86.

[3] 周印佳,张志贤. 航天器可重复使用热防护技术研究进展与应用[J]. *航天返回与遥感*, 2019,40(5):27-40.

ZHOU Yinjia, ZHANG Zhixian. Research progress and applications of reusable thermal protection technology for spacecraft[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2019, 40(5):27-40.

[4] 于霞,孙伶俐,单文杰. 国外可重复使用运载器发展现状和趋势[J]. *国际太空*, 2012(12):2-6.

YU Xia, SUN lingli, SHAN Wenjie. Development status and trend of reusable vehicle abroad [J]. *Space International*, 2012(12):2-6.

[5] 薛华飞,姚秀荣,程海明,等. 热防护用轻质烧蚀材料现状与发展[J]. *哈尔滨理工大学学报*, 2017,22(1):123-128.

XUE Huafei, YAO Xiurong, CHENG Haiming, et al. Current situation development of lightweight ablation materials for thermal protection [J]. *Journal of Harbin University of Science and Technology*, 2017,22(1):123-128.

[6] BOITIER G, VICENS J, CHERMANT J L. Understanding the creep behavior of a 2.5 D CF-SiC composite-I. Morphology and microstructure of the as-received material [J]. *Materials Science*

and Engineering, 2000, 279(1/2): 73-80.

[7] JOHN F. Kennedy space center. Orbiter thermal protection system[R]. NASA Facts, 2008.

[8] LAUNIUS R D. Designing the shuttle: living within the political system, in space shuttle legacy [M]. Reston: AIAA, 2014: 25-45.

[9] 万小朋,陈战辉,赵美英,等. 可重复使用运载器热防护系统胶层脱胶传热分析[J]. *强度与环境*, 2009,36(2):37-43.

WAN Xiaopeng, CHEN Zhanhui, ZHAO Meiyong, et al. Analysis of diathermancy about unglued structure of thermal protection systems of reusable launch vehicles [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2009,36(2):37-43.

[10] 张宗美. 航天故障手册[M]. 北京:宇航出版社,1994: 333-335.

ZHANG Zongmei. Aerospace fault manual [M]. Beijing: Aerospace Press, 1994:333-335.

[11] SAVINO R, FUMO M D S, PATERNA D, et al. Aerothermodynamic study of UHTC-based thermal protection systems [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(2): 151-160.

[12] 张宏安. 可重复使用运载器机翼前缘热防护系统设计及性能评估[D]. 哈尔滨工业大学, 2014.

ZHANG Hongan. The study on thermal protection systems design and performance evaluation for the wing leading-edge of reusable launch vehicle [D]. Harbin Institute of Technology, 2014.

[13] 林胜,王习林,胡伟辉,等. 工艺参数对玻璃钢传动轴粘接性能的影响[J]. *纤维复合材料*, 2016, 33(4):5.

LIN Sheng, WANG Xilin, HU Weihui, et al. Effects of parameters on bonding performance of glass fiber reinforced plastic drive shaft[J]. *Fiber and Composites*. 2016, 33(4):5.

[14] 杨国腾,吴文娟. 胶接工艺对粘接强度的影响[J]. *化学与粘合*, 2019,41(1):72-75.

YANG Guoteng, WU Wenjuan, Influence of adhesive bonding process on the bonding strength[J]. *Chemistry and Adhesive*, 2019, 41(1):72-75.

[15] 陈紫轩. 热防护系统粘接及检测技术研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2021.

CHEN Zixuan. Research on bonding and testing technology of thermal protection system[D]. Harbin Institute of Technology, 2021.

[16] 王家天. 有机硅胶胶接结构粘接工艺参数的太赫兹表征技术研究[D]. 长春理工大学, 2022.

WANG Jiatian. Terahertz characterization of bonding process parameters of organic silica gel bonding[D]. Changchun University of Science and Technology, 2022.

[17] 张运法. 低密度碳/酚醛复合材料高温响应数值模拟分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2019.

ZHANG Yunfa. Numerical simulation analysis of high temperature responses of low-density carbon phenolic composites [D]. Harbin Institute of Technology, 2019.

[18] 韩杰才,洪长青,张幸红,等. 新型轻质热防护复合材料的研究进展[J]. *载人航天*, 2015,21(4):315-321.

HAN Jiecai, HONG Changqing, ZHANG Xinghong, et al. Research progress of novel lightweight thermal protection composites [J]. *Manned Spaceflight*, 2015,21(4):315-321.

[19] WHITE S. Radiation testing of PICA at the solar power tower[C]//10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2010: 4665-4667.