

引用格式: 李敏, 李林, 李松阳, 等. 碳纤维/树脂复合材料火焰耐受性研究[J]. 中国材料进展, 2025, 44(10): 938-944.

LI M, LI L, LI S Y, et al. Study on Flame Resistance of Carbon Fiber/Resin Composites[J]. Materials China, 2025, 44(10): 938-944.

碳纤维/树脂复合材料火焰耐受性研究

李敏¹, 李林², 李松阳¹, 何歆³, 冀浩¹

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

(2. 中国民用航空局第二研究所, 四川 成都 610041)

(3. 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102)

摘要: 碳纤维/树脂复合材料由于比强度高、可设计性强的优点在民用航空发动机上有着越来越重要的应用。当复合材料部件的功能为发动机防火墙时, 需要开展设计评估, 表明其对航空发动机适航规定(CCAR-33R2)第33.17条防火条款的适航符合性。为解决现阶段复合材料部件缺乏火焰包容能力的实验研究和基础实验数据支撑的问题, 开展了不同层厚的热固型复合材料(碳纤维/环氧树脂)和热塑性复合材料(碳纤维/聚醚醚酮)防火实验。防火实验结果表明, 经过15 min标准火焰冲击, 2种复合材料均未出现烧穿现象, 展现出良好的火焰包容能力。通过对实验件表面温度的测量, 建立了其火焰耐受性随层厚增加的变化规律。对比分析了2种复合材料的背火面温度差异及影响因素, 这对复合材料部件防火适航设计与验证、提高发动机防火安全性具有指导意义。

关键词: 碳纤维/树脂复合材料; 防火实验; 火焰耐受性; 温度; 适航

中图分类号: TB334; V258; V244.1⁺2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-3962(2025)10-0938-07

Study on Flame Resistance of Carbon Fiber/Resin Composites

LI Min¹, LI Lin², LI Songyang¹, HE Xin³, JI Hao¹

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

(2. The Second Research Institute of Civil Aviation Administration of China, Chengdu 610041, China)

(3. Airworthiness Certification Center, Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: Carbon fiber/resin composites play an increasingly critical role in civil aviation engines. When composite components work as firewalls, a design assessment is required to demonstrate airworthiness compliance with Airworthiness Standards: Aircraft Engines (CCAR-33R2) 33.17 fire protection. To address the issue that lacking of tests study on fire-resistance of composites components and accumulate fundamental experimental data for fire protection design of composites in civilian aero-engine, the thickness-dependent flame resistance of thermosetting composites (carbon fiber/epoxy resin) and thermo-plastic composites (carbon fiber/polyether ether ketone) was investigated by fire tests. Fire tests results show that both composites did not burn through after impingement of standard flame for 15 minutes, demonstrating good flame containment capacity. By measuring the temperature on the backward side, the changes in flame resistance with increasing layer thickness were revealed. A comparative analysis was conducted on the temperature difference on the backward face between the two composites and the influencing factors, which gives significant guidance for the aeronautical certification and validation of fire safety designs for composites, as well as for enhancing the overall fire safety of engines.

Key words: carbon fiber/resin composites; fire test; flame resistance; temperature; airworthiness

收稿日期: 2024-09-02 修回日期: 2025-02-28

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-VIII-0010-0171); 中国航发自主创新专项资金项目(ZZCX-2021-003)

第一作者: 李敏, 女, 1993年生, 工程师,

Email: lm2390393056@alumni.sjtu.edu.cn

DOI: 10.7502/j.issn.1674-3962.202409002

1 前言

纤维增强复合材料具有比强度高、比刚度高, 可设计性强, 抗疲劳性能好等优点, 在民用航空发动机机匣、短舱外罩和风扇叶片等部件中有着越来越广泛的应用^[1]。发动机防火安全始终是民用航空适航研究的重点。根据

航空发动机适航规定第 33.17 防火条款要求^[2]，发动机所用的材料必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。

目前复合材料研究主要集中在力学性能与制备工艺方面^[3]。近年来随着民用航空适航取证工作的逐渐开展，研究者们开始关注其防火特性，开展复合材料的防火实验研究以预测或者验证其火焰耐受性。Grange 等^[4]探究了碳纤维/酚醛树脂、碳纤维/聚醚醚酮和碳纤维/聚酰亚胺等复合材料的火焰耐受性，发现相同测试条件下碳纤维/酚醛树脂复合材料受火焰冲击一侧有 3 层张开，碳纤维/聚醚醚酮复合材料受火焰冲击一侧有 2 层张开，碳纤维/聚酰亚胺复合材料未见表面张开，表明树脂基体对复合材料的火焰耐受性有重要的影响。Sikoutis 等^[5]通过防火实验研究了 10 层碳纤维增强聚合物材料的火焰耐受性，并通过数值分析与实验结果对比建立了有限元分析模型，为复合材料的烧穿预测提供了可靠的分析工具。Kandola 等^[6]总结了其防火实验室在通过树脂基体改性提高材料防火性能方面的工作。毛俊杰等^[7]探究了块状和粉状多层碳纤维/环氧树脂复合材料的热解特性及热稳定性，结果表明，不同形态的复合材料分解规律基本相同。马俊豪等^[8]研究了碳纤维/环氧树脂、玻璃纤维/环氧树脂的热稳定性和燃烧特性并进行火灾危险性评价，结果表明碳纤维比玻璃纤维的热稳定性差，火灾危险性更大。谢文博^[9]开展了耐高温阻燃树脂碳纤维复合材料的防火研究，结果表明，在 15 min 防火试验过程中，复合材料背火面没有出现火焰，温度稳定在 300 °C，具有较好的防火性能。李翰等^[10, 11]通过数值分析研究了单侧热流作用下的碳纤维/环氧树脂复合材料和玻璃纤维/酚醛树脂复合材料的热响应与炭化过程，为复合材料结构件的防火设计提供有效的分析方法。

本文通过实验研究建立复合材料的火焰耐受性评估方法，并通过设计不同类型、不同铺层的复合材料实验件，探究其火焰耐受性变化规律，积累航空发动机用复合材料火焰耐受性基础实验数据，为航空发动机复合材料部件的防火安全设计与适航符合性验证提供支撑。

2 适航规章对复合材料防火要求分析

中国民航局发布的 CCAR-R2 第 33.17 防火条款的 (d) (1) 条对发动机防火墙的要求为：用于防火墙的发动机零件，其设计、构造和安装必须是防火的。美国联邦航空管理局 (Federal Aviation Administration, FAA) 发布的咨询通告 AC 33.17-1A^[12] 和中国民航局发布的咨询通告 AC-33-AA-2024-01R1^[13] 对防火墙 (在着火时，用于阻止空气、液体或火焰从火区逸出到其他区域的零组件) 的

“防火”要求进行具体定义：零部件在规定的状态下经受标准火焰作用 15 min 后，仍具备执行预期功能的能力。同时对标准火焰也给出了具体要求^[9, 10]：温度为 (1093±83) °C ((2000±150) °F)；热流密度至少为 105.4 kW/m² (9.3 Btu/ft²/s)，或者由铜管水流法测出的总热流量不少于 1320 W (4500 Btu/h)。

此外，对形成防火墙的材料，咨询通告建议，对于具有一定厚度的高温合金板、不锈钢板、钛合金板、蒙氏合金板，可以通过材料分析表明其防火能力，不用进行额外的防火试验验证。

根据对适航规章及咨询通告的解读，当碳纤维增强树脂基复合材料作为民用航空发动机防火墙零部件原材料时，无法通过经验数值分析表明其适航符合性。复合材料部件需开展 15 min 的防火试验表明其包容火焰的能力，即将发动机着火的场景转化为标准火焰，通过防火实验考核复合材料板材，观察试验过程中复合材料板材是否发生烧穿。

3 实验

3.1 实验件材料

选取碳纤维/环氧树脂复合材料 (热固型复合材料) 和碳纤维/聚醚醚酮复合材料 (热塑型复合材料) 层压板作为实验对象。为探究厚度对其火焰包容能力的影响及不同厚度下背火面的温度响应规律，分别设置热固型复合材料的铺层层数分别为 5, 6, 7, 8 层 (单层层厚 0.20 mm)，热塑型复合材料的铺层层数分别为 4, 5, 6, 7 层 (单层层厚约 0.23 mm)。为了更准确地模拟复合材料部件在发动机上的实际安装，试验件的尺寸必须足够大。根据 FAA 发布的咨询通告 AC 20-135^[14] 第 7 章建议，约 1.5 inch×2 inch (约 450 mm×600 mm) 的平板尺寸表明结构的防火能力是可接受的，因此防火实验件平面尺寸设置为 600 mm×600 mm。复合材料实验件的结构示意图如图 1a 所示。

3.2 实验设备

复合材料部件的火焰耐受性与其表面温度息息相关，其背部的温度可以通过温度传感器测量获得。复合材料防火实验的主要实验设备由燃油燃烧器 (OBCL-X 型) 和温度测量热电偶组成。其中燃烧器需产生满足本文第 2 节规定的标准火焰。

3.3 实验步骤

(1) 火焰参数调试：将燃烧器置于预热位置，点燃燃烧器，预热 5 min，预热结束后将热电偶移至测试位置，确认温度达到标准火焰要求。

(2) 实验中燃烧器以水平方式安装，按照 FAA 发布

的咨询通告 AC 20-135^[14]要求, 燃烧器的出口端面与实验件表面之间距离为 (102 ± 2) mm, 且实验中的着火区域为平板实验件中心区域, 平板实验件与火焰燃烧器的相对位置如图 1b 所示, 背火面的热电偶布局如图 1c 所示。

(3) 打开燃烧器, 预热 5 min 后将燃烧器迅速定位到实验位置并计时, 对实验件进行 15 min 防火实验, 观察记录实验现象。

(4) 关闭燃烧器并拍摄实验件实验后的照片。

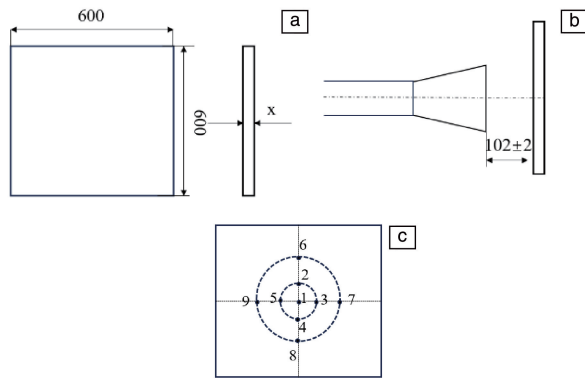


图 1 复合材料实验件尺寸示意图, x 为厚度 (a), 复合材料平板实验件与火焰燃烧器的相对位置示意图 (b), 实验件背火面测温热电偶布局 (c)

Fig.1 Schematic diagram of composites test specimen, x is the thickness (a), relative position of the test specimen and the flame burner (b), layout of the thermocouples on the back of the composites plate (c)

4 结果与讨论

4.1 热固型复合材料火焰耐受性测试结果

在防火实验的 15 min 中, 未观察到火焰穿过热固型复合材料平板, 并且背火面也未发生着火。热固型复合材料防火实验前和防火实验后的实验件受火焰冲击一侧 (受火面) 和背火面的照片如图 2。从图 2b 中可以看出, 受火面有近椭圆形的白色区域, 轮廓与火焰燃烧器出口火焰形状相近, 并且受火面表现出一定程度的膨胀。根据前期的热重分析结果, 热固型复合材料开始分解的温度在 $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。火焰冲击过程中, 中心区域最高温度预计在 $800\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$, 远高于树脂基体的分解温度, 高温下树脂分解挥发, 而碳纤维具有较高的热稳定性, 保持着结构完整, 直接受火焰冲击的中心区域温度高于边缘区域, 因此, 中心区域与边缘区域分解程度不同, 从而产生颜色差异。分解过程中会有气体挥发, 层间的气体往往由于受火面的纤维和背火面相对较为完整的复合材料铺层阻碍无法逸出, 积累的气体可能引起起泡、脱层或

者膨胀。存在内部气体层的情况下, 热量在层之间传递的速率往往会比没有气体的慢。从背火面的照片可以看出, 背火面的树脂分解和膨胀区域小于受火面。5 层的热固型复合材料经火焰冲击 15 min 后未观察到烧穿或者表面破损现象, 即能够包容住火焰。随着复合材料的厚度增加, 其包容火焰能力逐渐增强, 均不会发生烧穿现象。

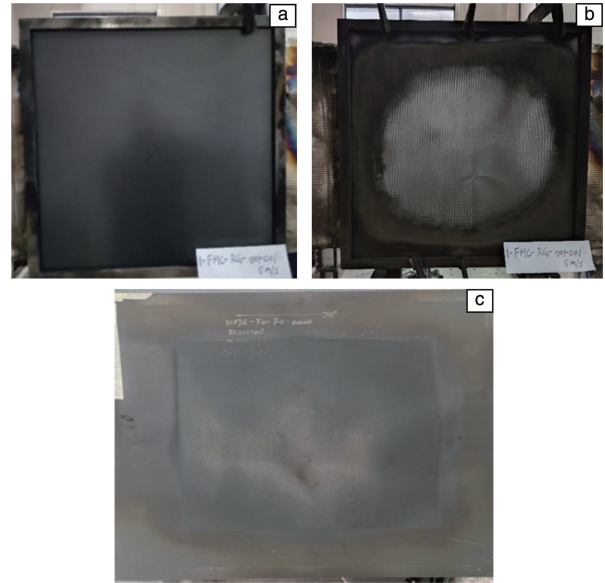


图 2 5 层厚热固型复合材料标准火焰冲击前后形貌对比: (a) 实验前受火面形貌, (b) 火焰冲击 15 min 后受火面形貌, (c) 火焰冲击 15 min 后背火面形貌

Fig.2 Morphology of 5-pile thermosetting composites: (a) front face before fire tests, (b) front face exposed to fire after 15 min fire test, (c) backward face after 15 min fire test

随着热固型复合材料厚度增加, 其背火面的温度测量结果如图 3 所示。以 5 层厚热固型复合材料为例, 其背火面温度在前 100 s 迅速升高到 $400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上, 其后温度升高较为缓慢且存在一定波动, 随着火焰冲击时间增加, 温度最终稳定在 $550\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右不再继续上升。标准火焰冲击 15 min, 不同厚度 (5, 6, 7, 8 层) 的热固型复合材料试件背火面温度测点数值分别在 $500\sim 550\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间、 $450\sim 530\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间、 $430\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 480\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间和 $400\sim 470\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间。温度随时间及层厚变化规律可以为后续的复合材料的防火数值模型研究提供重要支撑与验证。

不同厚度的热固型复合材料试件背火面最高温度值和平均温度值如图 4 所示。厚度从 5 层逐渐增加至 6, 7, 8 层时, 最高温度分别下降了约 25, 45, $10\text{ }^{\circ}\text{C}$, 平均温度分别下降了约 20, 65, $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。整体表现为随着热固型复合材料厚度增加, 背火面温度逐渐下降的趋势。

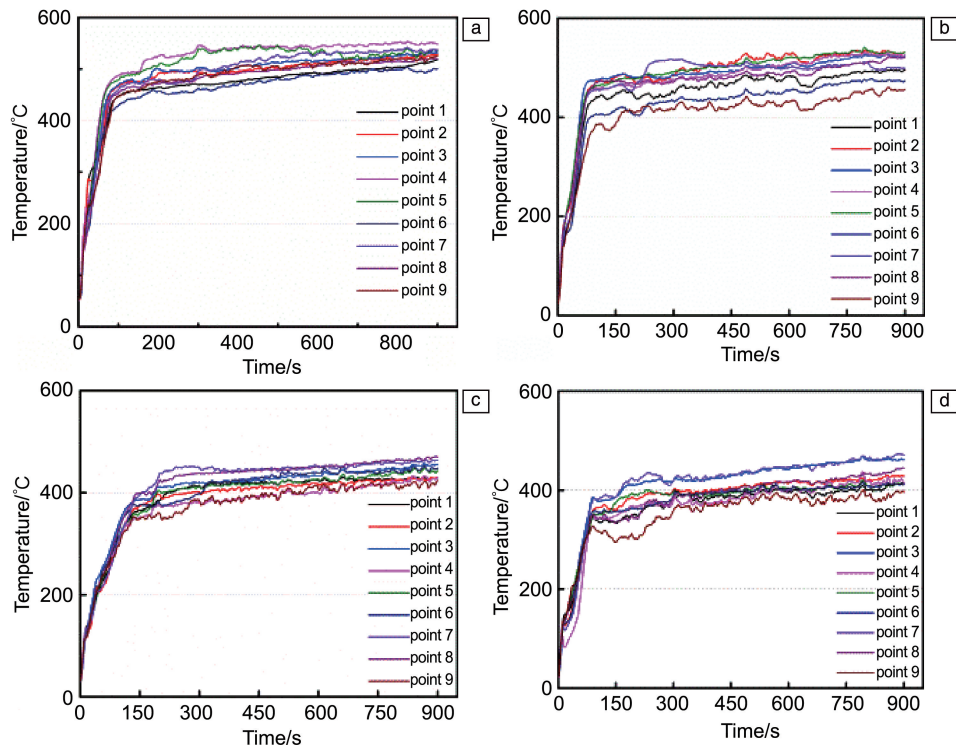


图 3 不同层数的热固型复合材料在标准火焰作用 15 min 过程中背火面温度曲线：(a) 5 层，(b) 6 层，(c) 7 层，(d) 8 层；图中的数字对应着图 1c 中热电偶的测点位置

Fig. 3 Backward temperature curves obtained on thermosetting composites with different piles during impingement of standard flame for 15 min: (a) 5 piles, (b) 6 piles, (c) 7 piles, (d) 8 piles; numbers in the figure represent the measuring point locations of the thermocouple in fig. 1c

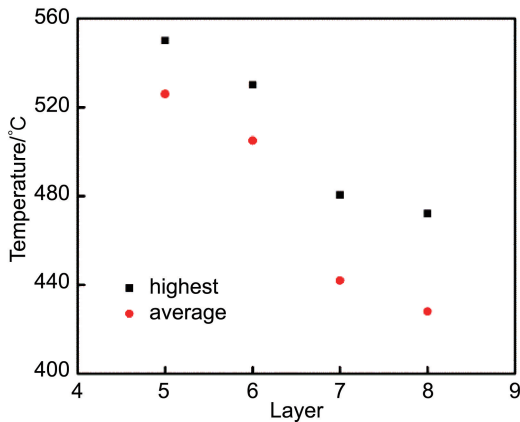


图 4 不同厚度的热固型复合材料经标准火焰作用 15 min 后背火面最高温度和平均温度

Fig. 4 Highest and average backward temperature of thermosetting composites with different piles after impingement of standard flame for 15 min

4.2 热塑型复合材料火焰耐受性测试结果

在防火试验的 15 min 过程中，未观察到火焰穿过热塑型复合材料平板，背部也未观察到着火。防火实验前后，热塑型复合材料实验件受火面和背火面的照片如

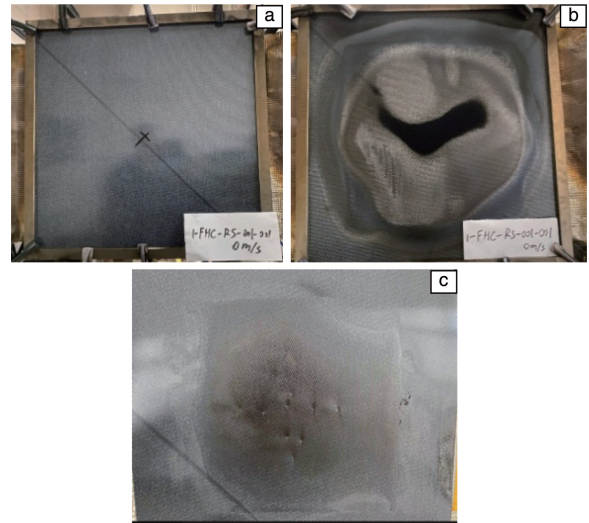


图 5 4 层厚热塑型复合材料标准火焰作用 15 min 前后形貌对比：(a) 实验前受火面，(b) 火焰冲击后受火面，(c) 火焰冲击后背火面

Fig. 5 Morphology of 4-pile thermoplastic composites before and after impingement of standard flame for 15 min: (a) front face before fire tests, (b) front face exposed to fire after fire test, (c) backward face after fire test

图 5 所示。从图中可以看出,受火面有近圆形的白色区域(轮廓与火焰燃烧器出口火焰形状相近)以及外圈观察到进一步膨胀的区域。根据前期的热重分析结果,热塑型复合材料在 550 和 640 °C 分别出现热解峰,即基体的热解分为 2 个阶段。中心区域温度高于外围,导致复合材料中心区域的基体分解程度高于外环,出现分解程度明显不同的 2 个区域。此外,在受火面还观察到反应后黏附在表面的黑色产物,这在防火实验过程中一定程度上阻碍了热量向背火面传递,有利于保持背火面结构的完整性。结合背火面的照片可以看出,背火面的树脂基体挥发区域小于受火面。通过图 5 实验后的照片可以看出,4 层厚的热塑型复合材料经标准火焰作用 15 min 后未发生烧穿,受火面也未观察到张开或烧蚀现象。随着复合材料的厚度增加,其包容火焰能力增强,均不会发生烧穿现象。

随着热塑型复合材料层数增加,其背火面的温度测量结果如图 6 所示。以图 6a 为例进行分析,在标准火焰作用下,其背火面温度在前 100 s 迅速升高到 500 °C 左右;在随后的 100 s 内温度曲线先出现一段下降,这可能源于树脂基体在此阶段分解较为严重,而后逐渐上升,

随着火焰冲击试件时间的增加,试件背火面温度增加缓慢,最终稳定在 600 °C 左右不再继续上升。标准火焰作用 15 min 后,不同铺层层数(4, 5, 6, 7 层)的热塑型复合材料实验件背火面温度测点数值分别在 550~610 °C 之间、530~580 °C 之间、470~530 °C 之间和 440~500 °C 之间。这些背火面温度数据的测量同样可以为复合材料防火预测模型的研究提供重要支撑。不同层数的热塑型复合材料试件背火面温度最高值和平均值如图 7 所示。厚度从 4 层逐渐增加至 5, 6, 7 层时,最高温度分别下降了约 30, 45, 40 °C, 平均温度分别下降了约 20, 50, 35 °C。和热固型复合材料的温度变化规律一致,热塑型复合材料整体表现出随着厚度增加,背火面温度逐渐下降的趋势。

4.3 热固型复合材料与热塑型复合材料火焰耐受性对比

厚度约 1.2 mm 的热固型复合材料和热塑型复合材料 9 个测点的平均温度分别约为 500 和 550 °C; 厚度约 1.6 mm 的热固型复合材料和热塑型复合材料 9 个测点的平均温度分别约为 430 和 465 °C。相同厚度与相同火焰冲击条件下,热塑型复合材料的背火面温度高于热固型复合材料。Henderson 等^[15]建立了最常用的计算火灾中

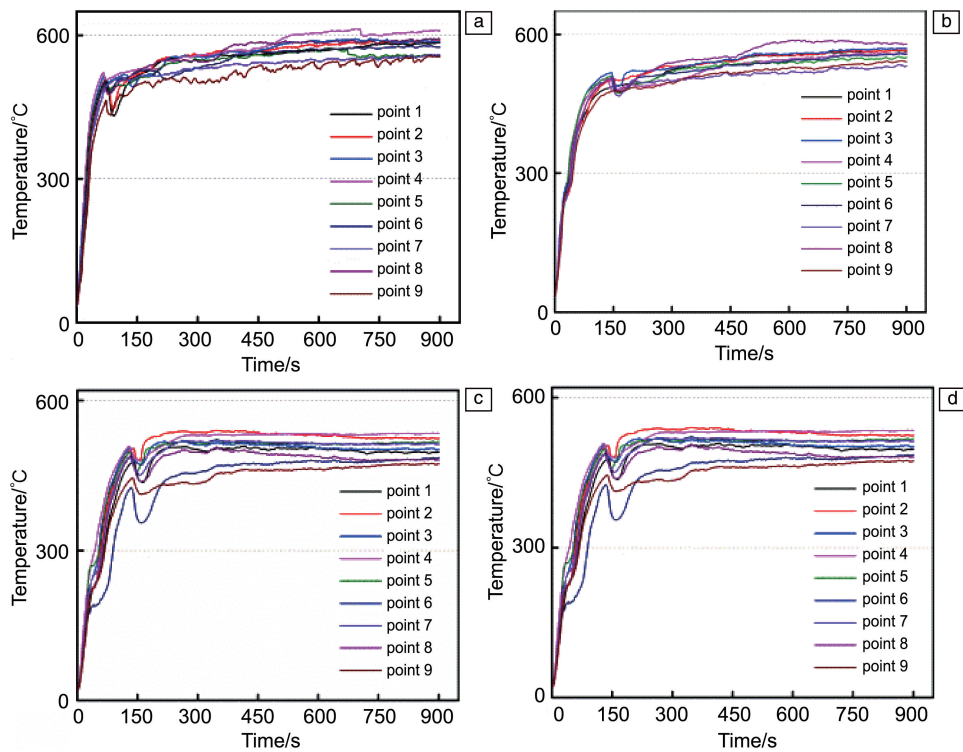


图 6 不同厚度的热塑型复合材料标准火焰冲击 15 min 过程中背火面温度曲线: (a) 4 层, (b) 5 层, (c) 6 层, (d) 7 层; 图中的数字对应着图 1c 中热电偶的测点位置

Fig. 6 Backward temperature curves obtained on thermoplastic composites with different piles during impingement of standard flame for 15 minutes: (a) 4 piles, (b) 5 piles, (c) 6 piles, (d) 7 piles; numbers in the figure represent the measuring point locations of the thermocouple in fig. 1c

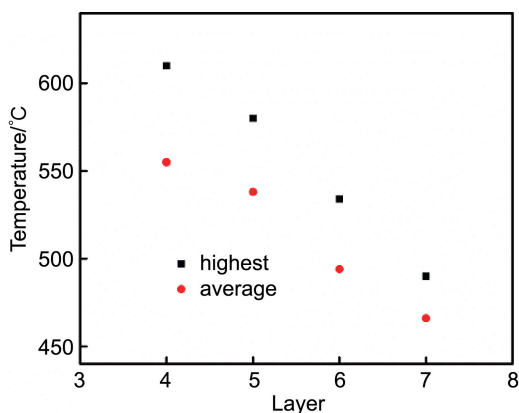


图 7 不同厚度的热塑型复合材料经标准火焰作用 15 min 后背火面最高温度和平均温度

Fig. 7 Highest and average backward temperature of thermoplastic composites with different piles after impingement of standard flame for 15 min

复合材料温度分布的热模型对复合材料经受火焰冲击过程中的传热进行定性分析, 该热模型包含了基本的热传导、聚合物基体的热解、热解气体扩散的能量传递。模型表达为包含这些过程的一维非线性方程:

$$c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} = k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - \dot{m}_g c_{pg} \frac{\partial T}{\partial x} - \frac{\partial \rho}{\partial t} (Q + h - h_g) \quad (1)$$

式中, ρ 为材料密度, c_p 为比热容, \dot{m}_g 为气体质量流, c_{pg} 为反应后产生气体的比热容, x 为厚度方向的变量, k 为导热率, t 为时间, T 为温度, Q 为分解潜热, h 为固体材料焓变, h_g 为气体热焓。等式右边的第一项考虑的是沿着厚度方向上的热传导效应, 第二项考虑由于热分解气体流向受热面而产生的热能内部对流, 最后一项是由于基体分解产生热量或消耗热量而引起的温度变化。

Gibson 团队^[16, 17]对 Henderson 等^[15]的热方程进行了修正, 使其包含聚合物基体的分解反应速率:

$$c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} = k \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - \dot{m}_g c_{pg} \frac{\partial T}{\partial x} - A(\rho_r - \rho_{ch}) e^{-\frac{E}{RT}} (Q + h - h_g) \quad (2)$$

最后一项定义了聚合物基体的热解反应速率, R 为气体常数, 反应速率常数 (A 为指前因子, E 为活化能) 必须通过热重分析 (TGA) 测定。 ρ_r 为复合材料分解过程中的实时密度, ρ_{ch} 为复合材料完全分解后的密度。吸热分解反应中这一项为负, 放热分解反应中此项为正。

从公式 (2) 中可以看出, 影响温度的基本物性参数包括密度、导热率、比热容, 其中导热率的影响更大, 导热率越高, 导热速率越快, 其背火面的温度越高。对 2 种复合材料开展了导热率测试, 室温下热固型和热塑型复合材料的导热率分别为 0.54 和 0.55 W/(m·K)。

受热率检测温度限制, 仅测试室温到 260 °C 的导热率变化, 随着温度增加, 热固型复合材料的导热率逐渐增加到 0.67 W/(m·K), 热塑型复合材料的导热率逐渐增加到 0.72 W/(m·K), 不同温度下, 热固型复合材料的导热率均低于热塑型复合材料。根据文献研究^[18], 在温度逐渐升高到 1000 °C 的过程中, 热塑型复合材料的导热率始终高于热固性材料。根据前期的实验获得, 热塑型复合材料的指前因子和活化能分别为 $1.23 \times 10^7 \text{ s}^{-1}$ 和 178 kJ/mol, 热固型复合材料的指前因子和活化能分别为 $7.88 \times 10^8 \text{ s}^{-1}$ 和 154 kJ/mol, 从公式 (2) 的第 3 项来分析, 热塑型复合材料热解降温的综合效果低于热固性。综合热物性参数与反应速率参数影响因素, 同样厚度的热塑型复合材料的背火面温度高于热固型复合材料。从背火面温度方面评估, 热固型复合材料的防火安全性高于热塑型复合材料。

5 结 论

(1) 标准火焰作用 15 min 后, 热固型复合材料层压板和热塑型复合材料层压板的树脂基体发生了不同程度的分解, 但碳纤维增强体保持着结构完整性, 复合材料均未出现烧穿或烧蚀孔洞现象, 满足 CCAR33.17 条款防火包容性的适航要求。

(2) 随着热固型和热塑型复合材料的铺层层数逐渐增加, 其背火面温度均表现出逐层降低的趋势, 火焰包容能力逐渐增强, 背火面温度的数据可以为复合材料防火的数值研究提供基础数据支撑。

(3) 防火实验结果表明, 相同厚度条件下, 热固型复合材料的背火面温度明显低于热塑型复合材料, 从背火面温度响应方面评估, 热固型复合材料的防火安全性高于热塑型复合材料, 这可以为航空发动机复合材料部件选材提供一定的指导。

参考文献 References

- [1] 陈祥宝, 张宝艳, 邢丽英. 中国材料进展[J], 2009, 28(6): 2-12.
CHEN X B, ZHANG B Y, XING L Y. Materials China[J], 2009, 28(6): 2-12.
- [2] 李家祥. 航空发动机适航规定: CCAR-33R2[S]. 北京: 中国民用航空局, 2012.
LI J X, Airworthiness Regulations: Aircraft Engines: CCAR-33R2 [S]. Beijing: The Civil Aviation Administration of China Civil Aviation Authority, 2012.
- [3] 张曼玉, 刘腾飞, 田小永, 等. 中国材料进展[J], 2020, 39(5): 349-355.
ZHANG M Y, LIU T F, TIAN X Y, et al. Materials China[J], 2020, 39(5): 349-355.

- [4] GRANGE N, MANESCAU B, CHETEHOUNA K, *et al.* Applied Thermal Engineering[J], 2019, 159: 113834.
- [5] SIKOUTRIS D E, VLACHOS D E, KOSTOPOULOS V, *et al.* Applied Composite Materials[J], 2012, 19(2): 141-159.
- [6] KANDOLA B K, EBDON J R. Materials China[J], 2016, 35(5): 333-344.
- [7] 毛俊杰, 王志, 文放, 等. 沈阳航空航天大学学报[J], 2022, 39(2): 22-27.
MAO J J, WANG Z, WEN F, *et al.* Journal of Shenyang Aerospace University[J], 2022, 39(2): 22-27.
- [8] 马俊豪, 贾旭宏, 汤婧, 等. 复合材料学报[J], 2023, 40(2): 794-803.
MA J H, JIA X H, TANG J, *et al.* Acta Materiae Compositae Sinica[J], 2023, 40(2): 794-803.
- [9] 谢文博. 复合材料科学与工程[J], 2024(9): 43-47.
XIE W B. Composites Science and Engineering[J], 2024(9): 43-47.
- [10] 李翰, 樊茂华, 王纳斯丹, 等. 材料工程[J], 2020, 48(5): 49-55.
LI H, FAN M H, WANG N S D, *et al.* Journal of Materials Engineering[J], 2020, 48(5): 49-55.
- [11] 李翰, 樊茂华, 冯振宇, 等. 复合材料学报[J], 2019, 36(6): 1457-1463.
LI H, FAN M H, FENG Z Y, *et al.* Acta Materiae Compositae Sinica[J], 2019, 36(6): 1457-1463.
- [12] Federal Aviation Administration. Engine Fire Protection 33.17: AC33.17-1A[S], Washington: Federal Aviation Administration, 2009.
- [13] 中国民用航空局航空器适航审定司. 航空发动机审定: AC-33-AA-2024-01R1[S]. 北京: 中国民用航空局航空器适航审定司, 2024.
Civil Aviation Administration of China Aircraft Airworthiness Certification Department. Aircraft Engine Certification: AC-33-AA-2024-01R1[S]. Beijing: Aircraft Airworthiness Certification Department of Civil Aviation Administration of China, 2024.
- [14] Federal Aviation Administration. Powerplant Installation and Propulsion System Component Fire Protection Test Methods, Standards, and Criteria: AC 20-135 Change 1[S]. USA: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2018.
- [15] HENDERSON J B, WIEBELT J A, TANT M R. Journal of Composite Materials[J], 1985, 19(6): 579-595.
- [16] DODDS N, GIBSON A G, DEWHURST D, *et al.* Composites Part A: Applied Science and Manufacturing[J], 2000, 31(7): 689-702.
- [17] GIBSON A G, WRIGHT P N H, WU Y S, *et al.* Journal of Composite Materials[J], 2004, 38(15): 1283-1307.
- [18] GRANGE N, TADINI P, CHETEHOUNA K, *et al.* Thermochemica Acta[J], 2017, 659: 157-165.