轴承腔典型结构热防护性能模型实验研究*

李炎军^{1,2},任是璇²,刘振侠¹,吕亚国¹,徐 裕¹

(1. 西北工业大学大学 动力与能源学院,陕西西安 710072;2. 中国航发四川燃气涡轮研究院,四川 成都 610500)

摘 要:针对航空发动机轴承腔中带隔热夹层的典型热防护结构,开展了模型试验件的隔热性能实验研究。通过搭建专用试验平台测量不同热防护结构在典型工作温度下的隔热性能,使用稳态法开展相应结构的等效导热率研究。结果表明,气凝胶材料厚度增加可快速提升结构整体热阻,在相同厚度条件下空气夹层与气凝胶隔热性能相当;在组合隔热夹层1/3处增加反射屏后可提升隔热温差20.4%;考虑安装"热短路"效应影响,典型组合隔热试验件热导率最小为0.58W/(m·K),远大于单独隔热材料的热导率。

关键词: 航空发动机; 轴承腔典型结构; 热防护; 隔热性能; 模型试验 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 03-22010024-07 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 22010024

Model Test on Thermal Protection Performance of Typical Structure for Bearing Chamber

LI Yan-jun^{1,2}, REN Shi-xuan², LIU Zhen-xia¹, LYU Ya-guo¹, XU Yu¹

School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
 AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The thermal insulation performance experiment of the model test piece was carried out to study the typical thermal protection structure with thermal insulation interlayer for the bearing chamber of aero-engine. A special test platform was built to measure the thermal insulation performance of different thermal protection structures at typical working temperatures. The steady-state method was used to conduct research on the equivalent thermal conductivity of the corresponding structures. The results show that increasing the thickness of the aerogel material can rapidly improve the overall thermal resistance of the structure. The thermal insulation performance of the air interlayer is equivalent to that of the aerogel under the same thickness. After adding a reflective screen to 1/3 of the thermal insulation interlayer, the thermal insulation temperature difference can be increased by 20.4%. Due to the influence of the 'thermal short-circuit' effect of installation, the thermal conductivity of the typical combined thermal insulation test piece is at least $0.58W/(m \cdot K)$, which is significantly larger than that of the single thermal insulation material.

Key words: Aero-engine; Typical structure of bearing chamber; Thermal protection; Heat insulation performance; Model test

^{*} 收稿日期: 2022-01-13; 修订日期: 2022-05-12。

基金项目:国家科技重大专项 (J2019-Ⅲ-0023-0067)。

作者简介: 李炎军, 博士生, 研究员, 研究领域为航空发动机机械系统。

通讯作者:刘振侠,博士,教授,研究领域为航空发动机滑油系统空气系统。E-mail: zxliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 李炎军,任是璇,刘振侠,等. 轴承腔典型结构热防护性能模型实验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(3):
 22010024. (LI Yan-jun, REN Shi-xuan, LIU Zhen-xia, et al. Model Test on Thermal Protection Performance of Typical Structure for Bearing Chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(3):22010024.)

1 引 言

一直以来,航空发动机就存在着轴承腔滑油结 焦与着火的危险^[1],直接影响着航空发动机工作的可 靠性。而且当飞行器在高速状态飞行时,来流空气 总温较高,不能作为附件冷却的冷源^[2]。如图1所 示,当*Ma*3+速度飞行时,来流空气温度本身已经超过 600K,涡轮轴心温度达到870K,轴承外围腔用于隔热 冷却的气体温度达到730K,实际上轴承腔已是被"热 气包裹"^[3]。实验与计算表明,滑油系统的热负荷主 要产生于轴承腔,轴承腔的滑油温升占滑油系统总 温升的80%以上^[4]。为了保证轴承等部件和腔内滑 油的有效工作,就必须保持轴承腔合理的温度水平。 在综合考虑轴承腔内部生热、传热问题的基础上,开 展必要的热防护设计是问题解决的关键途径^[5-6]。



bearing chamber

对高温部件的热防护可通过在表面包覆导热系 数较小的隔热材料来进行隔热,也可通过增加夹层 或采用冷却剂等主被动复合热防护结构实现隔热^[7]。 通常对于不超过1000℃的"低温区",可选用的热防 护材料和结构类型较多,如无机纤维为基的柔性隔 热层、氧化硅型柔性隔热毡、SiO₂气凝胶与纤维隔热 多层结构等^[8-9]。

纳米多孔气凝胶材料具备的高孔隙率以及纳米 网络骨架相互连接所形成的介孔结构,具备极好的 隔热性能^[10-13],而且其轻质的特点在航空航天领域应 用广泛。

在典型的热防护结构研究方面,刘海涌等^[14]建 立了气凝胶夹芯金属TPS(Thermal Protection System) 的实验模型,获得了不同的隔热结构对隔热性能的 影响规律。LIU Shuang等^[15]建立了试验模型,对高超 声速飞行器发汗冷却热防护系统材料的热防护性能进行了试验研究,获得了发汗冷却的热防护性能。Blosser等^[16]、MA等^[17]和WEI等^[18]研究了针对高速飞行器采用的蜂窝式TPS以及新型的点阵热防护结构(Lattice Structure)条件下飞行器热防护性能的影响。XU Yingjie 等^[19]开展了 C/SiC,气凝胶和钛合金点阵结构组合热防护模型试验研究,获取了多层结构的隔热性能。

与高速飞行器外表面热防护结构相比,航空发动机轴承腔的热防护温度范围更低,严苛的结构空间限制通常导致无法采用复杂的气凝胶夹芯金属热防护结构,而且轴承座还要求具有支撑转子的承载和传力功能(见图1),先进的蜂窝或点阵结构也无法直接应用。在保证支撑结构强度及安装承力条件下,采用局部蒙皮覆盖的隔热材料或涂层隔热结构以及空气夹层结构有着直接的工程需求。

综上,针对复杂油气环境下航空发动机轴承腔 热防护需求,如何选取合适的热防护材料并设计出 合理的热防护结构方案从而确保轴承和滑油系统正 常工作成为摆在研究人员面前的一道难题。

本文以某高速发动机轴承腔为对象,模拟轴承 腔实际安装结构,设计了模型试验件和试验方案,研 究了不同的隔热层结构及安装结构对热防护效果的 影响,研究结果为轴承腔热防护结构工程设计提供 参考。

2 试验方法和过程

2.1 试验原理

热防护模型试验需验证试验件高温侧的环境温 度、模型试验件的结构、隔热层的种类,以及隔热层 的厚度等对热防护效果的影响。如图2所示,在本试 验中通过可控温的加热炉对空腔内气体进行加热, 模拟高温气的边界条件,在相同的温度边界下通过 热电偶采集测量试验件热面温度 T₁与冷面 T₁来反映 隔热性能的差异。

同时,还开展了使用稳态法测量热防护模型试 验件等效导热系数研究。即在待测材料内部建立不 随时间变化的温度场,使其内部热量达到一维传导 的状态,通过测量待测材料两端温度梯度和待测材 料单位面积上的热流量,即可确定材料的导热系数。

$$\lambda = \frac{q}{\Delta T / \Delta x} \tag{1}$$

式中 λ 为导热系数,单位 $W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}; q$ 为热流密度,单 位 $W \cdot m^{-2}; \Delta T / \Delta x$ 为待测材料两端温度梯度,单位 $K\boldsymbol{\cdot} m^{^{-1}} \, _{\circ}$

由于热流量不易测量,但在传热稳态时,流经材料的热流量q恒定,故可在待测材料的冷侧安置一已 知导热系数λ₁的基体,通过测量基体与待测材料上 下表面温度T₂,T₀及接触面的温度T₁及基体与待测材 料的厚度b₁,b即可计算出待测材料的导热系数λ₀。



2.2 试验装置

试验平台构成主要包括加热系统、测试系统、散 热系统与试验件,具体包括如下装置:加热炉、温度 传感器、信号采集模块、散热器、试验件,如图3所示。 试验加热系统采用单面加热,通过电阻通电发热作 为热源,通过PID控制元件调节电流大小来调节功 率,最终改变流经受热面的热流量以调节加热炉膛 内的温度。

2.3 试验件结构方案

为获取不同的隔热结构对隔热性能的影响,本



Fig. 3 Schematic diagram of experimental platform

文分别规划了无隔热层的平板试验件、带空气夹层 试验件、单气凝胶隔热试验件以及气凝胶和空气夹 层组合试验件,其结构示意图见图4。



试验件选用基体材料为不锈钢 0Cr18Ni9,隔热 材料选用氧化铝气凝胶^[20]。为了模拟不同厚度隔热 结构对性能的影响,同时也为了真实模拟隔热层材 料在发动机上的安装结构,设计了隔热盖和平板试 验件组合的气凝胶试验件方案,气凝胶安装在壳体 内部,通过加设不同厚度的垫圈来实现不同厚度隔 热材料的模拟,如图5所示。



为分析在气凝胶隔热材料的不同位置添加反射 屏对隔热性能的影响,还开展了不同的反射屏结构 试验件试验研究。以靠近加热侧为起始基线,针对 隔热层总厚度为15mm的试验件,分别在1/3处和2/3 处添加反射屏结构(如图5)。使用的反射屏为厚度 0.08mm 镍箔,可耐1400℃高温。不同试验件的结构 参数见表1。

Table 1 Typical structural parameters of test pieces

Name	Symbol	Value
Plat test piece outer diameter	D_1/mm	146
Plat test piece thickness	b_1/mm	5
Air interlayer diameter	D_2/mm	120
Air interlayer thickness	b_2/mm	2/5
Aerogels insulation thickness	b_3/mm	5/10/15

2.4 测试方法

测试系统由温度传感器、信号采集模块组成,通 过热电偶检测待测点的信号,电信号经信号采集模 块收集传输至计算机。热电偶选取耐温1100℃的 K 型热电偶,信号采集模块选取 DH3821稳态数据采集 模块,可通过计算机完成数据贮存、处理。

热防护模型试验使用接触式测温方法,将表贴 式铠装热电偶布置在隔热材料与试验件的两侧,为 更好地记录试验件的导热状态,在试验件冷热面两 侧各布置3处温度点,位置如图6所示。对于包含气 凝胶的试验件结构,还需要在基体和气凝胶中间布 置测点,对应图中测点6,7,8位置。



(a) Surface galvanic arrangement (b) Axial galvanic arrangementFig. 6 Schematic diagram of the location of the measuring point in the test piece

2.5 试验过程

针对不同结构模型试验件,在固定冷却条件下, 开展不同温度加热条件的多结构热防护模型试验, 以探究夹层的形式和厚度对隔热性能的影响。根据 实际工程使用条件,本试验气凝胶结构主要温度测 试点为300℃,500℃,650℃和800℃,空气夹层结构主 要温度测试点为300℃,400℃,500℃和600℃,试验过 程中每一试验点保温3h,确保试验结果接近稳态。

3 结果讨论及分析

3.1 不同隔热材料厚度对性能的影响

为揭示试验件表面的温度分布规律,选取垂直 试验件方向上圆心处测点位置进行对比分析。分别 在加热温度300℃,500℃,650℃和800℃条件下研究 了隔热层材料5mm,10mm和15mm变化条件下对隔 热效果的影响,图7展示了加热面和冷面两侧中心的 温差对比,气凝胶厚度的增加使得结构整体热阻快 速增加,且高温加热条件下表现得更加明显,由于传 递至冷侧的热通量相应减少,在不考虑结构限制的 情况下更有利于轴承腔内部滑油和系统的工作。



Fig. 7 Effects of different insulation material thickness on thermal insulation performance

试验件不同位置的温差分布见图 8,从中心区域 向边缘区域,内外侧温差呈下降趋势,且隔热层厚度 越大,下降趋势越显著;加热温度越高,整体隔热温 差越大。这是因为靠近边缘区域隔热层未完全包 裹,由于"热桥"效应存在,裸露金属热导作用较强, 越往中心区域,隔热层热阻效果越明显,且隔热层厚 度越大,内外侧的导热性能差异越大,边缘热桥效应 越发明显。加热温度越高,中心温度和边缘温度温 差越大,中间隔热层的隔热效果体现得越明显。结 构形式的限制使得热桥区域难以避免,从而导致局 部热通量相对较高,工程设计中应充分综合考虑。

3.2 空气夹层隔热对性能的影响

图 9 为带有 2mm 空气夹层和不带空气夹层的平 板试验件在不同加热条件下的温差对比。由图可 知,带有空气夹层的平板试验件冷热面温差明显更 大,且加热温度越高,差距越显著,空气夹层表现出 一定的隔热效果。



Fig. 8 Temperature difference distribution at different positions of the test piece



Fig. 9 Temperature difference curve between with and without air interlayer test piece

3.3 空气夹层和气凝胶组合隔热对性能的影响

针对气凝胶夹层无法覆盖的区域,为了考察空 气夹层以及空气和气凝胶组合结构对气凝胶试验件 隔热效果的影响,本文开展了不同的空气夹层和气 凝胶夹层组合隔热试验研究。

图 10分别为夹层厚度 10mm,气凝胶上侧加 5mm 空气层;夹层厚度 10mm,气凝胶下侧加 5mm 空气层 以及 10mm气凝胶夹层试验件试验的温度分布数据。 由图可知,三种试验件冷热面温度分布规律相同,冷 热面温差曲线基本一致。对于平板试验件,加入空 气夹层能够显著增强试验件的隔热效果,且温度越 高,效果越明显;对于 10mm气凝胶夹层试验件,加入 空气夹层对试验件隔热效果影响甚小,说明空气夹 层试验件隔热性能和气凝胶相当。



Fig. 10 Temperature difference curve between different combination thermal insulation test piece

3.4 反射屏结构对性能的影响

图 11 为针对 15mm 的隔热层不带反射屏以及分 别在夹层厚度 1/3 处布置反射屏和在夹层厚度 2/3 处 布置反射屏对性能的影响。由图可知,各加热条件 下,带有反射屏的试验件冷热面温差均大于未加反 射屏的试验件冷热面温差。



Fig. 11 Temperature difference curve between the heating and cooling surfaces of the sandwich structure test piece with a reflective screen

特别的是,夹层 1/3 处加反射屏的试验件冷热面 温差,在各加热条件下,比未加反射屏的试验件冷热 面温差分别大 20.4%,20.0%,16.7%,7.6%;夹层 2/3 处加反射屏的试验件冷热面温差,在各加热条件下, 比未加反射屏的试验件冷热面温差分别大 7.0%, 13.0%,11.2%,3.0%。尤其是在反射屏布置在夹层厚 度 1/3 处时,冷热面温差提升较大。结合布置反射屏 的试验件均呈现热面温度更高、冷面温度更低的温 度分布规律,认为反射屏的布置隔绝了部分的辐射 热,导致部分热量在热面堆积,从而出现带有反射屏 的试验件冷热面温差高于未带有反射屏的冷热面温 差的现象。

3.5 不同隔热结构的等效热导率计算分析

基体材料为0Cr18Ni9,参照文献[21]获得其不同温度的热导率数据,使用试验件每层中心位置温度测试数据,按照式(2)计算出的不同厚度气凝胶试验件、带反射屏的试验件等效热导率见图12。可以看出随着温度的升高,热防护试验件等效热导率增大,和单独金属或单独隔热材料热导率随温度变化趋势一致。但是由于试验件边缘隔热盖接触导热的"热短路"效应的综合影响,组合试验件热导率计算值明显大于单独隔热材料的热导率。从图中也可以看出,随着厚度的增大,等效热导率明显减小,在靠近高温端1/3处增加反射屏也能显著降低等效热导率,这也和前面温度的测量结果相印证。



Fig. 12 Thermal conductivity calculation results of different thermal protection structure

4 结 论

本文构建了一种典型热防护模型试验件隔热性 能和等效热导率的试验方法,获得了不同热防护结 构的隔热性能,主要结论如下:

(1)在热防护结构中,隔热材料厚度的增加使结构整体热阻快速增加,且在高温条件下表现得更加明显,同时热桥效应使得结构边缘区域的局部热通量相对较高。

(2)在相同厚度条件下增加部分空气夹层,其隔 热性能和单纯的气凝胶隔热性能相当。

(3)加入反射屏结构能明显提升综合隔热性能, 典型试验条件下,夹层1/3处增加反射屏后和不加反 射屏相比最大隔热温差提升20.4%。

(4)由于试验件边缘隔热盖接触导热的"热短路"效应的综合影响,组合试验件热导率最小为 0.58W/(m·K),明显大于单独隔热材料的热导率,可 为后续轴承腔整体热防护设计分析提供参考。

致 谢:感谢国家科技重大专项和两机专项基础研究项目的资助。

参考文献

- [1] 陈 光.航空发动机结构设计分析[M].北京:北京 航空航天大学出版社,2006.
- [2] 娄德仓,童传琛,马庆辉,等.超声速飞行器冲压发 动机舱内热环境分析及热防护设计[C].厦门:第六 届冲压发动机技术交流会,2017:976-989.
- [3] 李炎军,徐伟鹏,刘振侠,等.滑油射流冲击旋转壁面的流动换热数值模拟研究[J].推进技术,2022,43
 (1):200293. (LI Yan-jun, XU Wei-peng, LIU Zheng-xia, et al. Numerical Study Flow and Heat Transfer Characteristics of Oil Jet Impingement on Rotating Wall[J]. Journal of Propulsion Techonlogy, 2022, 43 (1):200293.)
- [4] 李 健,刘志全,袁培益.航空发动机轴承腔热状态 分析模型及温度场计算[J].航空动力学报,1999,14
 (3):19-23.
- [5] Huang J, Yao W X, Shan X Y. Coupled Fluid-Thermal Analysis of Combinational Nonablative Thermal Protection System Concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(4): 1137-1151.
- [6] Lin Kaijie, Hu Kaiming, Gu Dongdong. Metallic Integrated Thermal Protection Structures Inspired by the Norway Spruce Stem: Design, Numerical Simulation and Selective Laser Melting Fabrication [J]. Optics and Laser Technology, 2019, 115: 9-19.
- [7] 鲍 文,张 聪,秦 江,等.超燃冲压发动机主被动复合热防护系统方案设计思考[J].推进技术,2013,34(12):1659-1663.(BAO Wen,ZHANG Cong,QIN Jiang, et al. Design and Consideration of Active and Passive Combined Thermal Protection System of Scramjet[J]. Journal of Propulsion Techonlogy, 2013,34(12):1659-1663.)
- [8] 马忠辉.可重复使用运载器热防护系统性能分析研究 [D].西安:西北工业大学,2004.
- [9] 李健芳.新型耐热多层隔热结构研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
- [10] 吴晓栋,崔 升,王 岭,等. 耐高温气凝胶隔热材料的研究进展[J]. 材料导报A, 2015, 29(5): 102-108.
- [11] Bardy E R, Mollendorf J C, Pendergast D R. Thermal Conductivity and Compressive Strain of Aerogel Insulation Blankets under Applied Hydrostatic Pressure [J].

Journal of Heat Transfer, 2007, 129(2): 232-235.

- [12] Wei T Y, Chang T F, Lu S Y. Preparation of Monolithic Silica Aerogel of Low Thermal Conductivity by Ambient Pressure Drying[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2007, 90(7): 2003-2007.
- [13] Wei T Y, Lu S Y, Chang T F. A New Class of Opacified Monolithic Aerogels of Ultralow High-Temperature Thermal Conductivities [J]. Journal of Physical Chemistry C, 2009, 113(17): 7424-7428.
- [14] 刘海涌,刘朝阳,刘存良. 气凝胶夹芯金属热防护结构换热特性的实验研究[J]. 固体火箭技术,2016,39
 (2):253-258.
- [15] Liu Shuang, Zhang Boming. Experimental Study on a Transpiration Cooling Thermal Protection System[J]. Science China-Technological Sciences, 2010, 53 (10) : 2765-2771.
- [16] Blosser M L, Chen R R. Development of Advanced Metallic Thermal Protection System Prototype Hardware [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(2): 183-190.

- [17] Ma Yongbin, Xu Baosheng, Chen Mingjia, et al. Optimization Design of Built-Up Thermal Protection System Based on Validation of Corrugated Core Homogenization
 [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 115: 491-500.
- [18] Wei Kai, Cheng Xiangmeng, Mo Fuhao, et al. Design and Analysis of Integrated Thermal Protection System Based on Lightweight C/SiC Pyramidal Lattice Core Sandwich Panel[J]. Materials and Design, 2016, 111: 435-444.
- [19] Xu Yingjie, Xu Ningxin, Zhang Weihong, et al. A Multi-Layer Integrated Thermal Protection System with C/ SiC Composite and Ti Alloy Lattice Sandwich [J]. Composite Structures, 2019, 230: 111507.
- [20] 高庆福,张长瑞,冯 坚,等.氧化铝气凝胶复合材 料的制备与隔热性能[J].国防科技大学学报,2008, 30(4):39-42.
- [21] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册 (第1卷):结构钢 不锈钢[M].北京:中国标准出版 社,1988.

(编辑:梅 瑛)