

高空模拟状态下长焦距低压涡轮转子叶片温度场测试

赵 飞, 徐春雷, 闻泽智

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为验证发动机叶片冷却设计效果, 提高发动机寿命及可靠性, 开展了高空模拟状态下低压涡轮转子叶片表面温度场测试技术研究。基于辐射测温原理, 设计了一种长焦距、可变测量角度的光学高温计探头, 并在此基础上进行了测试改装方案设计、冷却气源系统设计、光学高温计标定及涡轮叶片发射率测量, 在不改变发动机结构的情况下成功实现了高空模拟环境下发动机中间状态低压涡轮转子叶片表面温度测试, 获取了低压涡轮转子叶片尾缘及叶背的温度场分布数据。结果表明: 涡轮叶片尾缘温度高于叶背温度; 最高温度位于尾缘中间偏上位置; 同一截面位置每个叶片温度无明显差异; 随着距离发动机轴线半径逐渐减小, 涡轮叶片各截面径向平均温度逐渐降低。

关键词: 低压涡轮转子叶片; 温度场; 温度测试; 高空模拟条件; 航空发动机

中图分类号: V241.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.021

Low Pressure Turbine Rotor Blades Temperature Field Measurement at Simulated Altitude Conditions Using Long Working Distance Pyrometer

ZHAO Fei, XU Chun-lei, WEN Ze-zhi

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to verify the cooling effect of an engine blade design, and improve the engine life and reliability, research was conducted on the surface temperature field measurement technology of low-pressure turbine rotor blades at simulated altitude conditions. Based on the principle of radiation temperature measurement, a long focal length optical pyrometer probe featuring variable measurement angles was designed. On this basis, the instrument installation scheme design, cooling air source system design, optical pyrometer calibration, and turbine blade emissivity measurement were carried out. Surface temperature measurements of the low-pressure turbine rotor blades were accomplished without engine modification when the engine was operating at intermediate state under simulated altitude conditions, surface temperature distributions of the trailing edge and concave side of the low pressure turbine rotor blades were acquired. The results indicate that the blade trailing edge temperature is higher than that of the blade convex side area; The highest temperature is located a bit above the mid-height of the trailing edge; There is no significant difference in temperature for each blade at the same cross-section height; As the cross-section height decreases, the cross-section average temperature gradually decreases.

Key words: low pressure turbine rotor blades; temperature field; temperature measurement; simulated altitude condition; aeroengine

0 引言

涡轮叶片长期处于高温、高压、高转速环境下, 很容易发生叶片裂纹、掉块等故障, 同时新一代航空发动机对其寿命要求越来越高^[1-3]。所以需要开展整机状态下低压涡轮转子叶片温度场测试, 根据实测温度场数据对叶片的冷却结构设计方案进行验证, 同时对

叶片温度理论计算结果进行修正, 提高叶片寿命的计算精度, 以满足整机工作环境下的低压涡轮转子叶片的寿命要求^[4-5]。

温度是航空发动机测试的常规参数, 针对发动机内部的极端恶劣环境, 研究人员尝试了基于各种原理的测温技术, 包括热电偶、晶体、示温漆为代表的接触式测温法, 以及荧光测温、红外辐射测温、光纤测温等

收稿日期: 2023-06-04 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 赵飞(1990), 女, 硕士, 工程师。

引用格式: 赵飞, 徐春雷, 闻泽智. 高空模拟状态下长焦距低压涡轮转子叶片温度场测试[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 146-150. ZHAO Fei, XU Chunlei, WEN Zezhi. Low pressure turbine rotor blades temperature field measurement at simulated altitude conditions using long working distance pyrometer[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 146-150.

非接触式测温法 2 类。然而,热电偶、热电阻等传统的电学测温技术易受电磁干扰且测温线路复杂,示温漆和晶体测温技术也只能测量运行过程中的最高温度,无法实现涡轮叶片温度的实时监测^[6]。而非接触式测温无需直接接触被测物体,既不会破坏叶片表面结构,也不会干扰周围环境的温度,更适合测量高温旋转部件表面温度。2014 年,NASA 的 Wang 等^[7]通过模型计算了 EB-PVD 方法制备的热障涂层在 0.8 ~ 13 μm 范围的吸收及散射系数,并在此基础上采用荧光测温的方式进行温度测量,但想要应用于航空发动机涡轮叶片测温,必须解决荧光材料和耦合的问题。所以,辐射测温技术是目前应用最为广泛的涡轮叶片温度测试技术,测试探头通过发动机孔探仪孔或台架受感部位置插入发动机,可在发动机改装极小的情况下得到涡轮转子叶片表面温度分布,且测温范围广、响应速度快、不受电磁干扰、测量距离可调且测量目标靶点可以很小。2019 年,俄罗斯圣光机大学 Mekhregin 等^[8]提出了一种蓝宝石探针结构,采用耐高温蓝宝石结构,即可作为探针外壳耐高温,也可作为传感器材料传递被测物体温度信号,但目前可查询的资料显示其仍处于实验室阶段,暂未实现工程应用。中国在非接触测温方面研究起步较晚,2016 年,刘先富等^[9]利用红外辐射测温技术,对发动机涡轮转子叶片前缘和叶盆进行了测量,但没有实现尾缘及叶背的温度测量。

本文设计了一种长焦距可变测量角度的光学高温计探头,进行了测试改装方案设计、冷却气源系统设计、高温计标定及涡轮叶片发射率的测量,对发动机高空模拟环境下中间状态的低压涡轮转子叶片温度进行测试。

1 涡轮叶片测温基本原理

红外测温属于非接触式温度测量方法。在电磁波谱上,波长为 0.75 ~ 1000 μm 的一段谱线正好位于红色光线的外面,故将这段谱线称为红外线,在这段波长范围内的电磁辐射称为红外辐射。任何物体只要其温度高于绝对零度,都会因分子的热运动发生红外辐射,而且辐射的能量将随其温度而异^[9-10]。红外测温利用这一特性测量涡轮叶片表面温度。在某一窄波带内,物体的辐射能量 E_e 随温度 T 变化的普朗克方程为^[11-12]

$$E_e = \frac{\varepsilon \cdot C_1}{\lambda^5 \cdot (e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1)} \quad (1)$$

式中: ε 为发射率; λ 为有效波长; C_1 、 C_2 分别为普朗克第一、第二辐射常数。

光电传感器能将涡轮叶片辐射的光能量转换为电压值,因此有

$$V = \frac{\varepsilon \cdot S_e \cdot C_1}{\lambda^5 \cdot (e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1)} \quad (2)$$

式中: V 为电压值; S_e 为系统效率。

当 $\lambda \cdot T < 3120 \mu\text{m} \cdot \text{K}$ 时,式(2)可简化为

$$V = \frac{\varepsilon \cdot S_e \cdot C_1}{\lambda^5 \cdot e^{\frac{C_2}{\lambda T}}} \quad (3)$$

通过实验室标定可以确定有效波长 λ 、系统效率 S_e 和发射率 ε 数值。因此可以得到涡轮叶片表面温度和传感器输出电压之间的对应关系

$$T = \frac{C_2}{\lambda} \cdot \frac{1}{\ln\left(\frac{\varepsilon \cdot S_e \cdot C_1}{V \cdot \lambda^5}\right)} \quad (4)$$

在实际测试时,根据传感器输出电压值就可以计算出涡轮叶片的表面温度。

2 涡轮叶片温度测试方案

2.1 长焦距光学高温计设计

发动机台架受感部安装位置是比较理想的尾缘测试安装位置,但台架 T6 安装孔中心线至低压涡轮叶片中线的距离为 262 mm,远大于现有光学高温计的 60 mm 焦距距离。若想实现发动机涡轮叶片多角度、多截面温度场测量,则需要设计多支不同角度的红外高温计探头,但高温计探头为易损部件且进口产品采购困难,因此自主研发了一种长光学焦距、高放大系数、可变测量角度的光学高温计。

对光学高温计内部结构进行了研究,通过调整视场光阑和聚光透镜之间的距离,可以将测量焦距调整到合适范围。同时根据测试需求,温度场测量主要关注的是叶片温度较高的区域和寿命计算不足的区域。因此,根据已掌握的光学高温计套管设计、加工技术以及高温计设计方法,通过改变光学高温计末端镜片角度,实现了测温区域调整,由于叶片尾缘测温距离较远,所以重新设计了传感器内部光路组件、放大器系数及光学高温计末端镜片角度,长焦距光学高温计整体结构如图 1 所示。此外,为避免试验中发生探头

卡滞的故障,对高温计套管结构进行了优化,现有的光学高温计套管和内部高温计之间的间隙较小,稍有变形即容易发生卡滞现象。新设计了一种变径套管结构,采用该结构后未发生过卡滞故障。

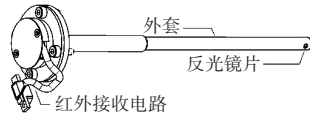


图1 长焦距光学高温计整体结构

2.2 测试改装设计

在测量低压涡轮转子叶片尾缘温度时,通过发动机机架受感部位置安装红外测温设备,因发动机受感部位置自带浮动环结构,所以无需额外的测试改装,只需设计红外测温探头安装支架,将探头固定即可,尾缘红外测温系统安装效果如图2所示。根据高温计的长度及探头行程,以及高温计和叶片3维结构可计算出涡轮转子叶片尾缘的有效测试区域,尾缘方向测温区域如图3所示。

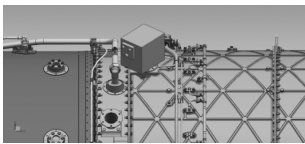


图2 尾缘红外测温系统安装

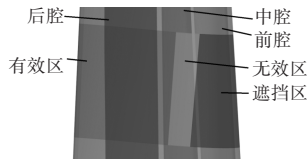


图3 尾缘方向测温区域

2.3 高温计标定及发射率测量

标定方法:将红外高温计固定在光学平台,根据高温计的设计指标,调整测量角度以及反射镜到黑体炉底的测量焦距,保持角度和焦距不变,在与黑体炉前端面平行的平面上旋转高温计,使高温计的反射镜对准黑体炉炉底并夹紧;在550~1200℃的量程范围内,每隔50℃记录1次红外高温计输出电压值、输出电压零偏值、手持红外温度计测得的黑体炉温度和环境温度等参数。通过excel软件拟合出普朗克方程中的温度计算参数,最终建立红外高温计测量温度 T 和输出电压值 V 之间的对应关系

$$T = f(\lambda, s_e, V) \quad (5)$$

根据式(5)可知,手持红外温度计测得的黑体炉温度 T 可表示为 λ 、 s_e 、 V 3个参数的函数,设定标定温度点 T_1, T_2, \dots, T_n ,利用规划求解方法,求出使 $\sum_{i=1}^n (T_i - f(\tilde{\lambda}, \tilde{s}_e, V_i))$ 最小的系统效率 \tilde{S}_e 与等效波长 $\tilde{\lambda}$,即为本次标定结果。标定情况下精度为 $\pm 10^\circ\text{C}$,测温范围为550~1200℃。

红外辐射测温实际测量得到的是电压值,由电压值换算到温度时需要输入被测物体表面发射率系数。在进行试验前,需设计加工发射率标定样件,且发射率标定样件材料、表面状况与发动机低压涡轮叶片一致。在发射率测量前,需充分加热发射率标定样件,使其表面氧化稳定。发动机低压涡轮叶片发射率标定样件如图4所示。在发射率标定样件的外表面焊接4支电偶,取4支电偶测温平均值作为外表面平均温度。为减少加热环境对被测表面辐射叠加的影响,被加热样件放置在加热炉的炉口加热。红外高温计探针通过多轴光学平台固定并测量标定样片外表面温度,通过红外测温数据和热电偶测温数据计算得出样片表面发射率数值^[13-15]。

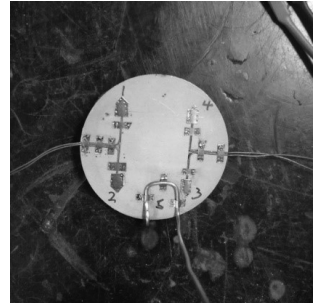


图4 发射率标定样件

2.4 冷却气源系统设计

红外光学高温计采用高温合金材料,同时设计为气冷结构,所以试验过程中要对光学高温计探头和驱动机构进行冷却,共需要探头冷却气、电路冷却气、驱动气3路气体。测试中提供的冷却气有如下2方面要求:一方面压力要大于发动机流道压力以阻止高温气体倒灌;另一方面流量要保证能够对高温计的反射镜片进行冷却。本文对原有直连式气源管路进行了改进和优化,设计了一种具有监测、控制、调节功能的冷却气源系统,使用液氮杜瓦罐配合红外气源系统实现了冷却气温度、压力、流量的实时监测和精确控制,杜瓦罐可提供连续高纯度氮气,其供气量相当于30个氮气瓶,显著提升了冷却效果并延长了冷却时间。

冷却气源系统实物如图5所示。冷却气源系统由气源车框架、采集控制系统、上位机系统等部分组成。采用杜瓦罐供气,主要功能为实时监测、控制、调节杜瓦罐输出气体的各项参数,为红外光学高温计提供适应试验需求的低温冷却气体,同时具有一定的故障预警及应对能力。在试验前,根据发动机被测位置的流场参数,使用仿真软件计算出所需冷却气压力和流量的最



图5 冷却气源系统实物

小值。在试验时,在发动机低状态下使用小流量档,在高状态下通过实时监测探头温度来调节供气流量。

3 涡轮叶片温度测试结果

以发动机高空模拟环境下中间状态的低压涡轮转子叶片温度场数据为例进行分析,将试验测得的发动机尾缘温度数据进行处理,低压涡轮转子叶片尾缘环型温度场分布如图 6 所示。图中颜色从蓝到红,代表温度越来越高。光学高温计安装位置对应的涡轮叶片定义为物理 1 号叶片,由于发动机低压涡轮转子沿航向顺时针旋转,因此叶片号沿逆时针方向增大。结果显示:采用长焦距光学高温计可以清晰地得到低压涡轮转子叶片尾缘表面温度分布云图,且中间状态下涡轮叶片尾缘和叶背清晰可见。中间状态 10~20 号叶片温度场局部放大如图 7 所示。从图中可见,叶片叶背温度较为均匀,温度最高区域位于叶片尾缘中间偏上位置,呈深红色,叶背偏下位置和靠近顶端区域的尾缘附近温度较低。

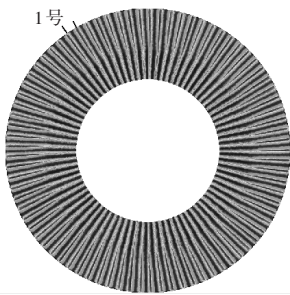


图 6 中间状态下发动机低压涡轮尾缘的温度分布

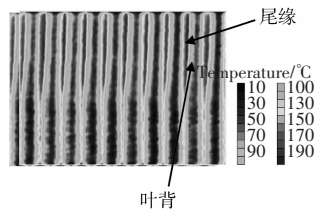


图 7 中间状态下第 10~20 号叶片的温度分布

尾缘中间状态全行程下 81 个单个叶片最高温度如图 8 所示,所有叶片的最高温度值为 $T+34\text{ }^{\circ}\text{C}$,最小值为 $T+20\text{ }^{\circ}\text{C}$,平均值为 $T+25\text{ }^{\circ}\text{C}$,标准差为 $3.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

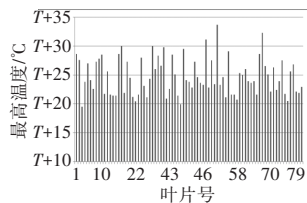


图 8 尾缘中间状态全行程下单个叶片最高温度

测量得到的低压涡轮叶片尾缘中间状态下径向平均温度曲线如图 9 所示。图中横坐标代表光学高温计探头行程,纵坐标代表该行程下整环 81 个叶片的平均温度。当探头行程为 5.72 mm (距发动机轴线 $R=378\text{ mm}$ 截面) 时达到最高径向平均温度,即叶片的最

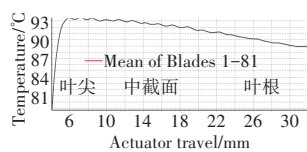


图 9 低压涡轮叶片尾缘中间状态下径向平均温度曲线

高温度位于测试区域的上方,随着距离发动机轴线的半径逐渐减小,涡轮叶片各截面表面温度逐渐降低。

选取 50~55 号叶片,在与发动机轴线距离分别为半径 $R=373\text{ mm}$ 和 $R=360\text{ mm}$ 的 2 个截面上叶片弦向平均温度分布分别如图 10、11 所示。从图中可见,在中间状态下, $R=373\text{ mm}$ 位置处尾缘单个叶片平均温度最大值高于 $R=360\text{ mm}$ 位置处的,且叶片叶尖、中截面和叶根位置弦向温度均呈明显的周期性分布,即尾缘温度最高,尾缘到叶背温度逐渐降低再升高,而同一水平位置下每片叶片温度基本一致,无明显差异。

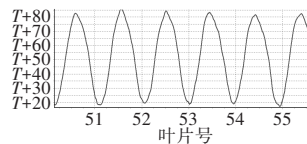


图 10 探头行程 10~12 mm (距发动机轴线 $R=373\text{ mm}$) 测温区域弦向平均温度曲线

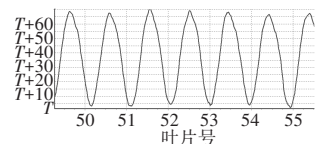


图 11 探头行程 23~25 mm (距发动机轴线 $R=360\text{ mm}$) 测温区域弦向平均温度曲线

4 结论

(1) 本文提出的长焦距光学高温计探头设计方法不仅可以稳定、安全、快速实现不同工况下航空发动机涡轮转子叶片的温度场测量,还可以推广应用到燃气轮机有效空间下高温旋转部件的表面温度测试,为热端旋转部件寿命评估及研究提供了有效的测试方法。

(2) 本文提出的冷却气源系统保证了在高空台高温、高压试车程序持续时间较长情况下测试设备的安全性和测试结果的有效性。

(3) 发动机低压涡轮叶片尾缘位置温度高于叶背位置温度;在测试区域内,尾缘中间偏上位置温度最高,叶背偏下位置和靠近顶端区域的尾缘附近温度较低。

(4) 距发动机轴线 $R=378\text{ mm}$ 截面为径向平均温度最高的位置,即叶片的最高温度位于测试区域的上方,且随着距离发动机轴线半径的逐渐减小,涡轮叶片各截面径向平均温度逐渐降低。

(5) 各叶片的叶尖、中截面、叶根位置弦向温度均呈明显的周期性分布,即尾缘温度最高,尾缘到叶背温度逐渐降低再升高,而同一截面下每片叶片温度基本一致,无明显差异。

长焦距涡轮叶片温度测试技术是一种基于辐射

测温原理的测温方法,叶片周围高温燃气的辐射与吸收、高温背景辐射反射都会影响辐射测温精度,今后将进一步开展这方面的研究工作。

参考文献:

- [1] 王振华,王亮.航空发动机试验测试技术发展探讨[J].航空发动机,2014,40(6):47-51.
WANG Zhenhua, WANG Liang. Development of aeroengine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40 (6) : 47-51. (in Chinese)
- [2] Wrbanek J D, Fralick G C. Thin film physical sensor in instrumentation research and development at NASA Glenn research center[R]. NASA-TM-2006-214395.
- [3] 王燕山.航空发动机高温测试技术研究进展[J].测控技术,2017,36(9):1-6.
WANG Yanshan. Research on developments of high temperature testing technology for aero-engine[J]. Measurement and Control Technology, 2017, 36(9) : 1-6. (in Chinese)
- [4] Dewangan R, Patel J, Dubey J, et al. Gas turbines blades—a critical review of failure on first and second stages[J]. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2015, 4(1) : 216-223.
- [5] Yamawari S. Verifying heat transfer analysis of high pressure cooled turbine blades and disk[J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2010, 934(1) : 505 - 512.
- [6] Romanov D, Devoe J, Ginzburysky L. Optimization of temperature measurement technique used in high heat flux environment[R]. ASME 2011-GT-45269.
- [7] Wang L, Eldridge J I, Guo S M. Comparison of different models for the determination of the absorption and scattering coefficients of thermal barrier coatings[J]. Acta Materialia, 2014, 64:402-410.
- [8] Mekhregin M V, Meshkovskii I K, Tashkinov V A, et al. Multispectral pyrometer for high temperature measurements inside combustion chamber of gas turbine engines[J]. Measurement, 2019, 139:355-360.
- [9] 刘先富,熊兵,李杨.基于红外辐射的涡轮转子叶片前缘温度场测量[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(4):47-50.
LIU Xianfu, XIONG Bing, LI Yang. Temperature field measurement of turbine rotor blade leading edge based on infrared radiation pyrometer [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29 (4) : 47-50. (in Chinese)
- [10] Gao S, Feng C, Wang L, et al. Multi-spectral temperature measurement method for gas turbine blade[J]. Optical Review, 2016, 23(1) : 17-25.
- [11] Usamentiaga R, Garcia D F, Molleda J, et al. Temperature measurement using the wedge method: comparison and application to emissivity estimation and compensation[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2011, 60(5) : 1768-1778.
- [12] Modest M F. Radiative heat transfer[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 12(10) : 1331- 1337.
- [13] Tian J, Fu T, Xu Q, et al. Effective spectral emissivity of gas turbine blades for optical pyrometry[J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139(7) : 072701.
- [14] 张学聪,董磊,杨永军,等.涡轮叶片有效发射率计算方法研究[J].计量技术,2016(增刊1):88-90.
ZHANG Xuecong, DONG Lei, YANG Yongjun, et al. Research on effective emissivity calculation method of turbine blade[J]. Metrology and Measurement Technology, 2016(Supp.1) : 88-90. (in Chinese)
- [15] 徐春雷,薛秀生,朴成杰,等.航空发动机高压涡轮叶片表面红外发射率测量及应用[J].航空发动机,2015,41(2):89-92.
XU Chunlei, XUE Xiusheng, PIAO Chengjie, et al. Measurement and application on surface emissivity for aeroengine turbine blade[J]. Aeroengine, 2015, 41(2) : 89-92. (in Chinese)

(编辑:刘静)