

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2023.06.04

航空发动机旋转盘腔测试温度补偿和压力修正方法研究

宋昕宜¹, 邵靖¹, 潘杰², 刘高文²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 201100;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘要: 为了提高旋转盘腔温度和压力测试的准确性, 开展温度补偿和压力修正方法研究。针对旋转盘腔温度测试时, 滑环引电器普通导线无法产生电势差导致测温误差较大的问题, 提出了温度补偿方法, 将温差转换为电势差补偿到输出电势中, 之后根据热电偶电势与温度的关系计算得到测量端真实温度; 针对旋转盘腔旋转状态下, 引压管中的空气柱产生管涌效应导致低半径处的传感器产生测量误差的问题, 提出了压力修正方法, 将管内空气柱进行分段, 每段视作均温气体, 推导得到压力修正公式。开展试验对所提出的温度补偿和压力修正方法的应用效果进行验证, 结果表明: 对热电偶测温结果进行补偿后, 误差低于1%; 对压力测量结果进行修正后, 相对偏差不超过0.8%, 且转速越高, 压力修正效果越明显。修正后的温度和压力精度满足航空发动机旋转盘腔实际测量需求, 证明了所提出方法的准确性, 为航空发动机转子的寿命评估提供了重要技术支撑。

关键词: 旋转盘; 测试; 温度补偿; 压力; 修正方法

中图分类号: TB93; TB94; V263.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2023) 06-0038-07

Research on the methods of temperature compensation and pressure correction in aircraft engine rotor cavity measurement

SONG Xinyi¹, SHAO Jing¹, PAN Jie², LIU Gaowen²

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., LTD, Shanghai 201100, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Temperature compensation and pressure correction methods are presented to improve the measurement accuracy of pressure and temperature in the rotor cavity. Aimed at the problem of large temperature measurement error caused by no electromotive force produced in the ordinary wires of the slip ring during rotor experiment, the temperature compensation method is used to add the electromotive force calculated from the temperature difference into the output electromotive force. Then, the true temperature of the measurement point can be calculated according to the relationship of the thermocouple between electromotive force and temperature. Aimed at the problem of the measurement error of the sensor installed in the low radius location caused by the piping effect of the air column in the tube in the rotating state of

收稿日期: 2023-08-18; **修回日期:** 2023-10-25

基金项目: 国家科技重大专项项目(2017-III-0011-0037)

引用格式: 宋昕宜, 邵靖, 潘杰, 等. 航空发动机旋转盘腔测试温度补偿和压力修正方法研究[J]. 计测技术, 2023, 43(6): 38-44.

Citation: SONG X Y, SHAO J, PAN J, et al. Research on the methods of temperature compensation and pressure correction in aircraft engine rotor cavity measurement[J]. Metrology & Measurement Technology, 2023, 43(6): 38-44.



rotor cavity, the pressure correction method is presented. The air column in the tube is divided into several sections and the temperature of each section is regarded as constant. Then the correction formula is deduced. Experiments have been conducted to verify the application effects of the proposed temperature compensation and pressure correction methods. The results show that the measurement error after the compensation of temperature measured by the thermocouple is less than 1% and the measurement error of pressure after correction is less than 0.8%, and the correction effect of pressure is more obvious under high rotation speed. The corrected temperature and pressure accuracy meet the actual measurement requirements of aero-engine rotor cavity, providing important technical support for the life assessment of the rotor of aero-engines.

Key words: rotor; measurement; temperature compensation; pressure; correction method

0 引言

航空发动机热端部件需从压气机引气冷却, 为了研究旋转部件的传热特性和冷却效果, 验证传热边界的准确性, 从而为航空发动机的寿命评估提供数据支持, 需对旋转部件中的温度和压力进行准确测量。目前, 通过在旋转部件中布置热电偶或传感器, 并将引线通过滑环引电器与数据采集设备连接, 使测量信号通过滑环引电器传递至数据采集设备, 从而完成对测点参数的测量^[1-3]。

由于滑环引电器的引线中存在着一段普通导线, 根据连接导线定律和中间温度定律可知, 在回路中接入两段相同的导线, 且导线相同端接点温度分别相等时, 将无法改变回路电势, 因此试验过程中, 当滑环普通导线两端温度产生变化时, 数据采集设备获得的温度值与测量端温度值并不一致。在转动过程中, 压力传感器受离心力影响, 其感压元件将产生一个附加电信号, 使测量压力产生较大误差^[4-6]。

热电偶测温时, 冷端温度无法保持恒定, 需要进行冷端温度补偿^[7-10]。目前常用的补偿方法有冰点法、恒温迁移补偿法、计算修正法和软件补偿法等^[10-13], 需要根据试验条件、测量精度要求合理地选择热电偶补偿方法, 从而降低因热电偶冷端温度变化引起的测量误差。

在旋转盘压力测量过程中, 为避免离心力过高造成传感器损坏, 将传感器布置在低半径位置, 通过引压管将测点压力引至传感器处进行测量^[14]。由于离心力作用, 引压管内空气柱将产生管涌效应, 导致传感器的感应压力与测点压力之间存在偏差, 需对测量结果进行合理的修正^[15]。以往研

究忽略引压管内气体的温度变化, 将引压管内气体作为均温气体进行修正^[15], 若引压管沿程温度变化较大, 将会影响修正后的压力精度。

基于以上背景, 为提升旋转盘腔温度和压力测试的准确性, 本文提出了温度补偿和压力修正方法, 将温差转换为电势差补偿到输出电势中, 再根据热电偶电势与温度的关系计算得出测量端真实温度, 实现温度补偿; 将引压管内的空气柱进行分段, 每段视作均温气体进行计算, 推导出测点压力关系式, 实现压力修正。开展实际测量试验, 验证所提出的温度补偿和压力修正方法的合理性和准确性。

1 修正方法

1.1 温度补偿方法

旋转盘温度测量引线如图1所示, 其中, A为热电偶/补偿导线正极引线, B为热电偶/补偿导线负极引线, C为补偿导线的引线。测点热电偶至滑环引电器转子, 滑环引电器静子通过补偿热

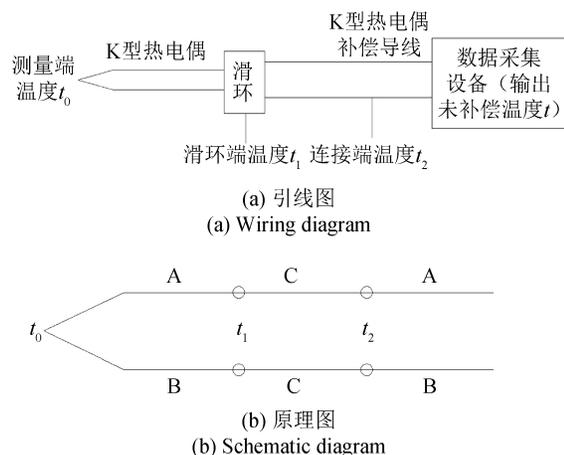


图1 温度补偿方法

Fig.1 Temperature compensation method

电偶与数据采集设备相连。普通导线两端温度分别为滑环端温度 t_1 和连接端温度 t_2 , t_1 由自身热电阻实时测量, t_2 由滑环导线和补偿导线之间布置的热电偶测量。

普通导线在回路中无法形成温差电势, 因此采用计算修正法, 即通过测量 t_1 和 t_2 的值, 将温差转换为电势差补偿到输出电势中, 之后通过热电偶电势与温度的关系, 计算得到测量端真实温度 t_0 。补偿公式为

$$E_0 = [E_A(t, 0) - E_B(t, 0)] + [E_A(t_1, t_2) - E_C(t_1, t_2)] \quad (1)$$

式中: t 为未补偿温度, E_0 为热电偶两端温度分别为 t_0 和 0°C 时的温差电势, $E_A(t, 0)$ 为热电偶 / 补偿导线正极两端温度分别为 t 和 0°C 时的电势差, $E_B(t, 0)$ 为热电偶 / 补偿导线负极两端温度分别为 t 和 0°C 时的电势差, $E_A(t_1, t_2)$ 为热电偶 / 补偿导线正极两端温度分别为 t_1 和 t_2 时的电势差, $E_C(t_1, t_2)$ 为补偿导线两端温度分别为 t_1 和 t_2 时的电势差。

设热电偶两端温度分别为 t 和 0°C 时的温差电势为 $E(t, 0)$, 热电偶两端温度分别为 t_1 和 t_2 时的温差电势为 $E(t_1, t_2)$, 则

$$E(t, 0) = E_A(t, 0) - E_B(t, 0) \quad (2)$$

$$E(t_1, t_2) = E_A(t_1, t_2) - E_C(t_1, t_2) \quad (3)$$

化简得到

$$E_0 = E(t, 0) + E(t_1, t_2) \quad (4)$$

1.2 压力修正方法

在旋转状态下, 引压管中的空气柱产生管涌效应, 即引压管内低半径气体压力低于高半径气体压力, 使低半径处的传感器测量值产生误差。因此, 需对传感器的测量结果进行修正。

以往的研究忽略引压管内气体的温度变化, 以图2为例, 如果不考虑管内空气的温度差异, 传感器处的压力 P_0 和 n 号测点处的压力 P_n 存在如下关系

$$\frac{P_n}{P_0} = \exp\left[\frac{w^2}{2RT_A}(r_n^2 - r_0^2)\right] \quad (5)$$

式中: w 为转子角速度, R 为气体常数 ($R = 287\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$), T_A 为空气柱平均温度, r_n 为 n 号测点距离转子轴心的半径。

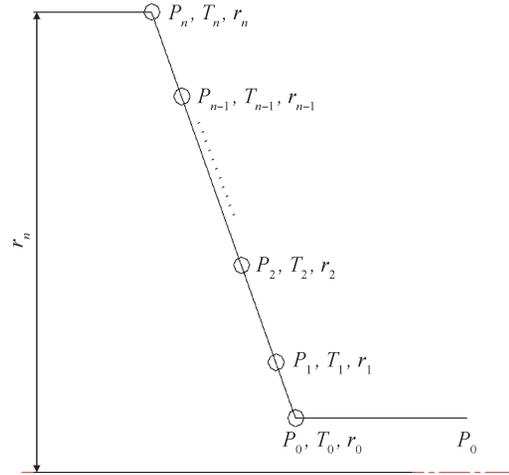


图2 旋转盘测试引线示意图

Fig.2 Schematic diagram of test leads of rotor

显然, 当气体温度分布差异越大时, 式(1)的修正误差越大。考虑温度影响, 将管内空气柱根据图2进行分段, 每段视作温度为 $(T_n + T_{n-1}) / 2$ 的均温气体, 则最终可得 P_0 和 P_n 的关系

$$P_n = P_0 \exp\left[\frac{w^2}{R} \left(\frac{r_1^2 - r_0^2}{T_1 + T_0} + \frac{r_2^2 - r_1^2}{T_2 + T_1} + \dots + \frac{r_n^2 - r_{n-1}^2}{T_n + T_{n-1}}\right)\right] \quad (6)$$

式中: T_n 为 n 号测点处的温度。

相邻温度修正点间的温差应尽可能相等, 可根据数值仿真结果等预估温度分布情况进行测点布置。过多的温度修正点将影响其他测点的布置空间, 因此需估算修正误差 $\phi_{t_{\max}}$, 以评估修正后精度, 从而确保温度修正点数量在合理的范围内, 计算公式为

$$\phi_{t_{\max}} = \frac{w^2}{R} \left(\left| \frac{(r_1^2 - r_0^2)(T_1 - T_0)}{(T_1 + T_0)^2} \right| + \left| \frac{(r_2^2 - r_1^2)(T_2 - T_1)}{(T_2 + T_1)^2} \right| + \dots + \left| \frac{(r_n^2 - r_{n-1}^2)(T_n - T_{n-1})}{(T_n + T_{n-1})^2} \right| \right) \quad (7)$$

2 试验验证

旋转盘腔压力测量结果需基于温度校准点进行修正, 为了避免温度测量误差影响对压力修正结果的准确性分析, 需设计不同的试验对所提出的温度补偿和压力修正方法进行验证。

2.1 温度补偿方法验证

2.1.1 温度补偿试验方案

温度补偿试验设备连接方式如图3所示。①K

型热电偶1测量端固定在数据采集设备接线端, 另一端连接数据采集设备2(输出数据采集设备1接线端温度 t_3); ②K型热电偶2一端放置在恒温炉1中, 另一端连接滑环转子; ③滑环静子上的普通导线经K型热电偶补偿导线与数据采集设备1连接(输出电势 $E(t, t_3)$); ④滑环普通导线与K型热电偶补偿导线连接处放置在恒温炉2中, 同时将K型热电偶3一端放置在恒温炉2中, 另一端连接数据采集设备2(输出补偿导线端温度 t_2); ⑤K型热电偶4一端直接放置在恒温炉1中, 另一端接数据采集设备1(输出温度 t_0)。

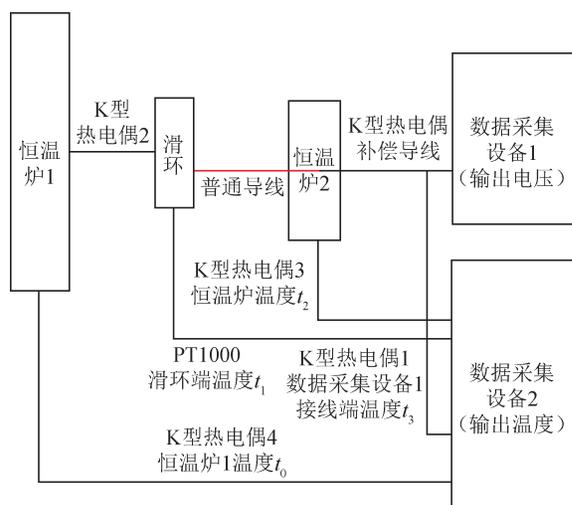


图3 试验设备连接图

Fig.3 Connection sketch of experimental apparatus

试验中, 分别调节恒温炉1温度至300、400、500、550、600 °C并保温, 然后提高恒温炉2温度 t_2 , 使普通导线两端产生温差, 最终通过数据采集设备采集信号。

2.1.2 试验结果分析

数据采集设备2测量得到 t_1 、 t_2 、 t_3 后, 通过K型热电偶电势与温度的关系式转换得到 $E(t_1, 0)$ 、 $E(t_3, 0)$ 和 $E(t_2, 0)$, 最终计算热电势补偿值 E_{oc} , 即

$$E_{oc} = E(t, 0) + E(t_1, t_2) \quad (8)$$

其中

$$E(t, 0) = E(t, t_3) - E(t_3, 0) \quad (9)$$

$$E(t_1, t_2) = E(t_1, 0) - E(t_2, 0) \quad (10)$$

根据 E_{oc} , 通过K型热电偶电势与温度的关系

式计算求得测量温度的补偿后温度 t_{oc} 。补偿公式误差 η 为

$$\eta = |(t_{oc} - t_0) / t_0| \times 100\% \quad (11)$$

选择几组补偿前后结果计算误差, 如表1所示, 可以看出温度补偿后误差低于1%, 满足测量精度要求, 证明了补偿方法的有效性。

表1 补偿结果

Tab.1 Compensation results

$t_0 / ^\circ\text{C}$	$t / ^\circ\text{C}$	$t_{oc} / ^\circ\text{C}$	$\eta / \%$
304.8	337.9	306.3	0.49
405.7	437.0	406.7	0.25
504.4	536.9	506.2	0.36
550.3	609.1	550.1	0.04
609.1	636.5	607.5	0.26

2.2 压力修正方法验证

2.2.1 压力修正试验方案

压力修正试验测点布置如图4所示, 其中 P_R 为转盘压力测点, T_R 为转盘温度测点, P_S 为静盘压力测点, T_S 为静盘腔温测点。转盘和静盘上压力测点的半径位置分别为197、181、145 mm。试验件进气压力为110 ~ 160 kPa, 试验件转速为1 000 ~ 9 000 $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$ 。在试验工况下, 若转静盘间的冷却

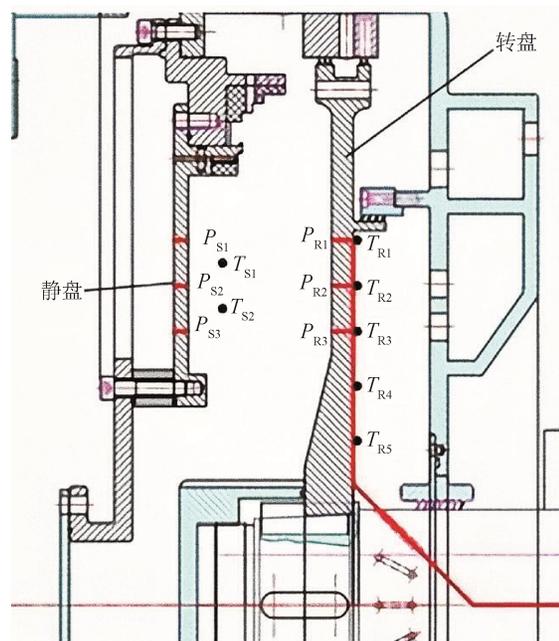


图4 旋转盘试验件压力试验测点布置

Fig.4 Test point location of pressure measurement in the rotor

气流量较小, 相同半径处的静盘和转盘测点压力近似相等, 因此以静盘压力测量结果为基准, 计算相对偏差 φ , 即

$$\varphi = \frac{P_s - P_R}{P_s} \times 100\% \quad (12)$$

为降低离心力对转盘引压管间接测量压力的影响, 在引压管沿程布置温度测点, 对引压管测量压力进行修正, 转盘壁温测点半径位置分别为197、181、145、120、100、44 mm。安装于轴端的传感器半径位置为44 mm。本试验中, 小内存采集装置安装在转子上直接进行数据采集, 因此温度测量值不需要进行修正。

2.2.2 试验结果分析

离心力越大, 修正效果越明显, 因此选择半径197 mm处的引压管测量结果进行修正, 试验工况点: 转速为2 000、5 000、8 000 r·min⁻¹, 供气压力为100 ~ 160 kPa。修正结果对比如图5所示, 可以看出转速为2 000 r·min⁻¹时, 修正前和修正后的压力值差异不大; 转速为5 000、8 000 r·min⁻¹时, 修正效果明显, 相对偏差降至1%以下。

转速越高, 转盘各位置的温度分布差异越大, 式(5)和式(6)的修正结果差异越大, 因此选择8 000 r·min⁻¹的工况, 分别采用式(5)和式(6)对半径197 mm处的测量结果进行修正, 相对偏差如表2所示。可以看出, 不同静盘压力条件下, 式(6)修正后的相对偏差均小于式(5)修正后的相对偏差, 证明了本文提出的修正方法的有效性。

表2 不同修正方法对比

静盘压力 / kPa	式(5)修正后得到的 P_{R1} / kPa	式(6)修正后得到的 P_{R1} / kPa	式(5)修正后的相对偏差 / %	式(6)修正后的相对偏差 / %
100.34	99.33	99.65	0.86	0.69
110.56	109.75	109.95	0.73	0.55
120.50	119.70	119.85	0.66	0.54
130.72	129.83	129.99	0.68	0.56
140.63	139.80	139.95	0.59	0.48
150.87	149.75	149.89	0.74	0.66
159.08	157.89	158.03	0.75	0.66

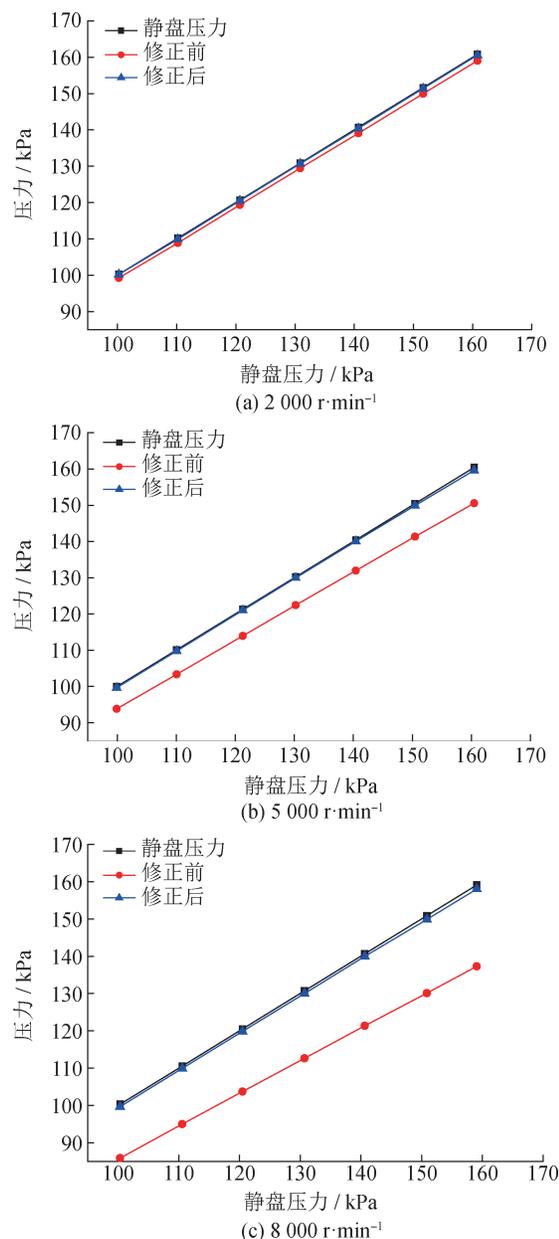


图5 修正结果对比

Fig.5 Comparison of correction results

基于图5中的工况点, 选取不同数量的温度校准点对测量结果进行修正, 并计算相对偏差, 结果如图6所示。由图6可知: 相对偏差随温度校准点数的增多逐渐降低; 转速越高, 温度校准点数对修正结果的影响越明显; 修正后相对偏差均不超过0.8%。

综上所述, 当转速较高, 管涌影响较为明显时, 考虑温度分布进行压力测量结果修正是有效的, 且选择的温度校准点越多, 校准后的相对偏差越小。

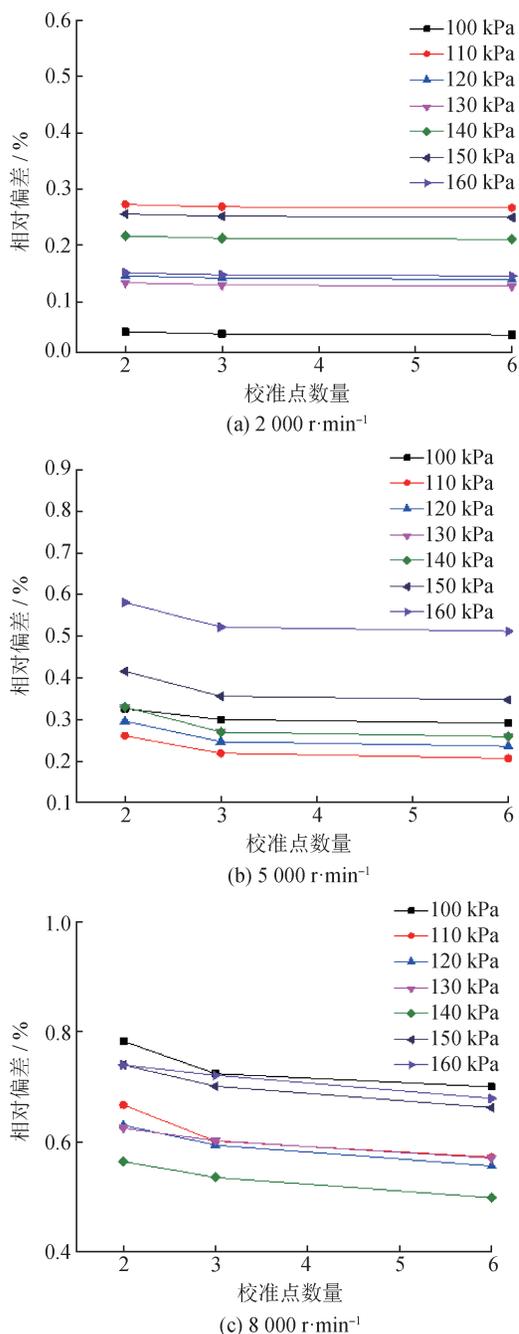


图6 温度校准点数对相对偏差的影响

Fig.6 Effect of the number of temperature calibration points on relative error

3 结论

具体分析了航空发动机旋转盘腔温度和压力测量误差的产生机理,在此基础上,提出了温度补偿和压力修正方法,通过公式修正法对测量值进行合理修正,实现旋转盘腔温度和压力的准确测量。开展试验对所提出的温度补偿和压力修正

方法进行验证,结果表明:补偿后的热电偶测温误差小于1%;修正后的压力相对偏差不超过0.8%;温度修正点数越多,修正后的误差越小;转速越高,改变修正点数对修正结果的影响越明显。本文的研究成果为发动机转子部件传热特性研究提供了有效的数据支撑,为推动航空发动机转子盘腔测试领域发展提供了重要借鉴,为航空发动机冷却结构设计和寿命评估提供了技术参考。

参考文献

[1] 张东,丁水汀,陶智,等. 旋转系下的实时压力测量方法研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 244-247.
ZHANG D, DING S T, TAO Z, et al. The simultaneous measurement of pressure in rotating system[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 244-247. (in Chinese)

[2] 蔡旭,徐国强,罗翔,等. 直接供气预旋静系流动特性的实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2222-2228.
CAI X, XU G Q, LUO X, et al. Experiment of flow characteristics of direct transfer pre-swirl system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2222-2228. (in Chinese)

[3] JACKSON R W, TANG H, SCOBIE J A, et al. Unsteady pressure measurements in a heated rotating cavity [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power: Transactions of the ASME, 2022(4).

[4] 赵言军. 高速旋转试验机关键技术的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.
ZHAO Y J. Research on the key technology of high-speed rotate test device[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2011. (in Chinese)

[5] 蔡旭,罗翔,徐国强,等. 双旋转盘腔压力特性实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2267-2275.
CAI X, LUO X, XU G Q, et al. Experiment on pressure characteristics of dual rotating cavities [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2267-2275. (in Chinese)

[6] 刘迎春. 传感器原理[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.
LIU Y C. Fundamentals of sensors [M]. Changsha: Mordern Pattern Recognition, 1998. (in Chinese)

[7] 李玉霞,范敏. 热电偶补偿问题的探讨[J]. 计测技术, 2015, 35(增刊): 54-55.
LI Y X, FAN M. Discussion on the compensation of thermocouple [J]. Metrology & Measurement Technology

- 2015, 35(supplement): 54-55. (in Chinese)
- [8] 胡玉柱. 关于热电偶冷端温度的补偿方法的浅要分析[J]. 数码世界, 2020(5): 29.
HU Y Z. The Shallow analysis on the compensation method of thermocouple cold junction[J]. Digital Space, 2020(5): 29. (in Chinese)
- [9] 陈永强, 崔馨元, 吴勤, 等. 热电偶校准过程中的不同冷端补偿方法的比较[J]. 计量与测试技术, 2018, 45(5): 68-69.
CHEN Y Q, CUI X Y, WU Q, et al. Comparison of different cold-junction compensation methods during thermocouple calibration[J]. Metrology & Measurement Technique, 2018, 45(5): 68-69. (in Chinese)
- [10] 郑晓文. 关于热电偶冷端补偿问题的探讨[J]. 宇航计测技术, 2022, 22(6): 53-59.
ZHENG X W. Discussion on cold-end compensation of thermocouple[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2022, 22(6): 53-59. (in Chinese)
- [11] 刘夫亮. 热电偶冷端补偿的实验与研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2009.
LIU F L. Experiment and research on the cold junction compensation of thermocouple[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2009. (in Chinese)
- [12] 魏元, 吴璋, 徐岱. K型热电偶冷端补偿研究[J]. 计测技术, 2011, 31(6): 43-44, 58.
WEI Y, WU Z, XYU D. Research of the cold-end compensation of the K type thermocouple[J]. Metrology & Measurement Technology, 2011, 31(6): 43-44, 58. (in Chinese)
- [13] 邹轶. T型热电偶测量中冷端补偿温度的研究[J]. 计量与测试技术, 2020, 47(9): 5-7.
ZOU Y. Research of the cold-end compensation of the T-type thermocouple in the measurement[J]. Metrology & Measurement Technique, 2020, 47(9): 5-7. (in Chinese)
- [14] CHANG R, LIU G W. Experimental investigations on flow and heat transfer characteristics in a high-speed rotor-stator disk cavity with axial throughflow[J]. Applied Thermal Engineering, 2022, 214(9): 1-14.
- [15] UFFRECHT W, KAISER E. Influence of force field on pressure sensors calibrated at up to 12 000 g[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(6).

(本文编辑: 刘圣晨)



第一作者: 宋昕宜 (1990—), 男, 工程师, 博士, 主要研究方向为航空发动机稳态性能测试。