

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.06.011

一种航空发动机防冰传感器测温特性试验研究

张洁珊, 朱剑鋆, 闵现花, 苏杰
(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 为了研究热气防冰传感器的测温特性, 对一种航空发动机热气防冰传感器开展了冰风洞试验研究, 获得了传感器测温特性随来流总温、热气流量、热气温度及水滴参数的变化结果。试验结果表明, 热气参数对传感器的测温特性影响较大, 随着热气温度和流量的升高, 传感器测量偏差度增大; 传感器使用环境受航空发动机工作状态的影响, 在一定条件内, 传感器测量偏差度在合理范围内波动; 热气防冰传感器在过冷水滴结冰环境下存在结冰现象, 结冰会影响传感器测温腔入口气流, 导致传感器测温偏差增大, 降低传感器测温性能; 当结冰量过多时, 传感器失真失效。

关键词: 温度传感器; 热气防冰; 测温特性; 航空发动机

中图分类号: V233.94

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2022)06-1092-08

Experimental Study on Temperature Characteristic of an Engine Anti-icing Sensor

ZHANG Jieshan, ZHU Jianjun, MIN Xianhua, SU Jie
(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, Shanghai 200241, China)

Abstract: The test study on temperature characteristic of an engine anti-icing sensor is carried out in the icing wind tunnel. The results of temperature characteristic changing with air total temperature, heat air flow, heat temperature as well as the droplet parameters are obtained. The experimental results show that the heat air parameters have great effect on the temperature characteristic of the sensor, and the average measuring deviation of the sensor increases as the heat air temperature and flow increase. Sensor application scenario is affected by the aircraft engine operation. In certain conditions, the average measurement deviation of the sensor fluctuates in a reasonable range. The ice formed on the sensor will affect the air flow into the sensor temperature cavity, and cause the increase of the sensor temperature deviation. This will finally lead to the decrease of the sensor performance and even failure of the sensor if the ice amount is too much.

Key words: temperature sensor; hot air anti-icing; temperature characteristic; engine

飞机结冰研究始于 20 世纪 20 年代后期, 而航空发动机内部复杂的三维流动和旋转效应, 使得航空发动机结冰比飞机结冰复杂得多^[1-3]。航空发动机在结冰气象条件下运行时, 其进气区域易出现结冰, 结冰会改变进气零部件的气动外形, 冰层脱落可能导致压气机的机械损伤, 进而影响发动机性能及飞行安全^[4]。随着冰风洞的建立和结冰软件的开发, 研究

人员也增大了对发动机结冰防冰问题的研究^[5-9]。

航空发动机的运行有赖于机载传感器信号^[10], 如用于监控发动机各截面温度参数的温度传感器, 其测试精度对于发动机的安全运行非常重要^[11]。传统的传感器研究主要集中于温度、压力及振动机载传感器的计量、失效分析、裕度设计及优化^[12-17]。位于进气系统的温度传感器, 在结冰气

收稿日期: 2022-08-02; 修订日期: 2022-10-09

通信作者: 张洁珊, 女, 工程师, E-mail: zhangjieshan303@qq.com。

引用格式: 张洁珊, 朱剑鋆, 闵现花, 等. 一种航空发动机防冰传感器测温特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(6): 1092-1099. ZHANG Jieshan, ZHU Jianjun, MIN Xianhua, et al. Experimental study on temperature characteristic of an engine anti-icing sensor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(6): 1092-1099.

象环境中存在结冰风险,尤其是感温元件结冰会增大感温元件表面的换热热阻,影响感温元件感受外界环境温度的能力。传感器结冰将导致传感器测温值与环境温度存在差异,引起发动机的性能变化,甚至引发飞行事故。因此,存在结冰风险的传感器通常需要采用防冰措施,包括结构防冰及热防冰。传感器若采用热气防冰的结构形式,通常选择热气直通非流量控制的方式进行防冰。由于热气会对传感器测试参数造成扰动,因此通常还需要考虑热气对传感器本身的测量造成的影响,为此,对热气防冰传感器在非结冰条件下的测量响应特性分析也就尤为重要。尽管上述工作也可以通过数值仿真手段开展^[18-19],但由于传感器内的热气流动属于微小尺度强迫对流换热,且与外部气流存在强掺混影响,流动尺度跨越较大,流型复杂,数值仿真的精度难以保证,因此,仿真方法通常只能用于趋势研究,传感器防冰系统设计分析仍然需要结合试验研究开展。

本文对一种航空发动机热气防冰传感器开展了冰风洞试验研究,系统研究了来流参数及热气参数变化对传感器测温结果的影响,获得了传感器测温特性随来流总温、热气流量、热气温度及水滴参数变化的结果,结果可用于传感器防冰设计及其优化。

1 试验模型与试验设备

1.1 试验原理

使用冰风洞和热气系统,模拟热气防冰传感器在航空发动机内的运行环境。通过对比试验来流

总温与热气防冰传感器测量总温,表明传感器的测温特性。其中,因热气对传感器测量值有影响,广义定义的总温恢复系数可能大于1,因此,定义传感器测量偏差度为总温恢复系数与1的差值,用以表征传感器的测温特性。

1.2 试验装置

试验在中航工业武汉航空仪表有限公司的YBF-05结冰风洞中实施,该风洞为一座卧式回流亚声速结冰风洞,试验段上游可设置过冷水滴喷雾段使试验段达到所需的云雾条件。冰风洞的主要性能参数如表1所示。试验段来流总温可控制在±2 K内。通过相位多普勒粒子分析仪标定试验段水滴中位体积直径(Median volume diameter, MVD),使用冰刀法标定液态水含量(Liquid water content, LWC),确保MVD与目标值的不确定度小于10%,LWC与目标值的不确定度小于20%。热气系统为试验提供热气源,通过热式质量流量计及调节减压阀控制供气总流量;随后,通过浮子流量计及调节管路上的高精度针阀,确保供气流量。电加热器的加热功率通过控制系统进行调节,使热气温度控制在±2 K内。试验装置如图1所示。

表1 YBF-05 结冰风洞性能参数

Table 1 YBF-05 ice tunnel performance parameters

试验段 口径/ (mm×mm)	来流 速度/ (m·s ⁻¹)	来流 总温/ K	模拟 高度/ m	LWC/ (g·m ⁻³)	MVD/ μm
600×800	20~150	243~常温	0~7 000	0.2~3.0	10~50

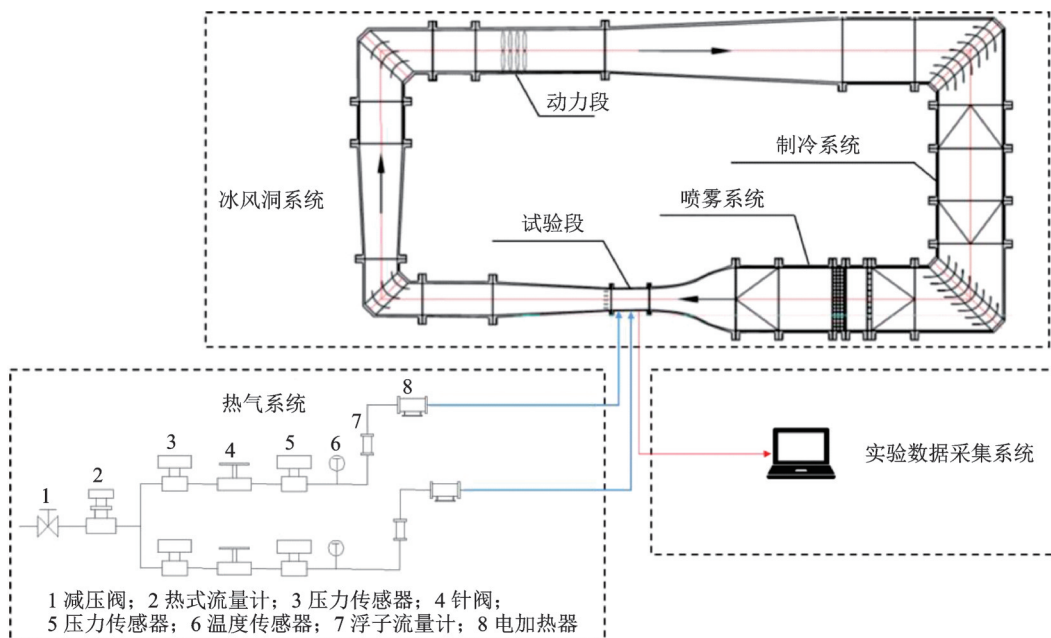


图1 试验装置示意图

Fig.1 Schematic diagram of test setup

1.3 试验对象

试验对象为一种航空发动机热气防冰温度传感器,热气进入传感器并加热传感器前缘后,从气膜出口排出。在热气防冰传感器实际工作条件下,传感器仅测量段暴露在来流环境中,因此,试验设计了矩形保护罩将传感器安装段以及供气管路进行了遮挡,设计了前缘导流结构以减缓流动涡旋。热气防冰传感器安装示意如图2所示。为了确保热气防冰传感器入口的热气温度,在热气引气管路上布置了1个PT100热电阻温度传感器。试验中所使用的热气引气管路直径为10 mm,管路外包装1层厚度为20 mm的高温石英保温棉,同时,热气防冰传感器安装端(置于保护罩内)也采用石英保温棉进行包裹,以减少热气传输过程中与周围环境的换热。热气防冰传感器的安装夹具和热气管路安装示意如图3所示。

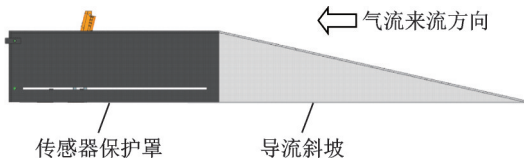


图2 热气防冰传感器安装示意

Fig.2 Installation of the anti-icing sensor

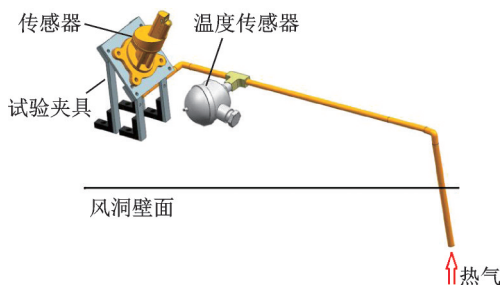


图3 热气防冰传感器夹具及热气管路安装示意

Fig.3 Installation of the anti-icing sensor fixture and tube

1.4 试验测试

试验需要测量的参数包括试验段来流总温、总压、静压,防冰热气流量、总温以及热气防冰传感器测量温度等参数。试验段的主要测量设备为:

(1) 差压传感器,型号PTX5072-TC-A3-CB-H0-PAAt,精度0.04%,测量0~14 kPa。其中来流速度通过试验段总静压差换算得到。

(2) 防冰总温传感器,型号GZW-4,精度0.1%,量程-40~60℃。

热气系统测量设备:

(1) 热电阻温度传感器,型号PT100,精度为±0.3℃,量程-30~300℃。

(2) 压力变送器,型号HB26SA,精度±0.5%,量程0~5 bar。

(3) 玻璃浮子流量计,型号LZB-40,精度±1.5%,量程6~60 m³/h。当流量计中浮子稳定

在锥管的某一高度时,读取气体体积流量。通过测量流入气体的温度和压力,得到气体密度,进而换算气体的质量流量。

热气防冰温度传感器自带2个测量通道(通道1和通道2,对应传感器测量温度为 T_{m1} 和 T_{m2}),即2个感温元件,用于测量环境总温。

本次试验数据采集系统分为3个模块:风洞数据采集模块、气源数据采集模块以及温度采集模块。结冰风洞自带数据采集模块可以实时得到风洞内压力和温度数据,采集频率为1 Hz。气源数据采集模块主要是热气流量的测量和采集,流量在整个试验过程中变化较小,流量数据通过目视记录。试验相关的温度数据的采集通过NI采集仪进行实时记录,采集频率为10 Hz。

1.5 试验工况

由于本热气防冰温度传感器采用热气直通而非流量控制的方式进行防冰,在热气防冰传感器实际工作条件下,除结冰气象条件外,航空发动机在非结冰气象条件中运行时,热气仍将通入传感器中,因此,需要定量研究干空气和过冷水不同来流参数及热气参数对传感器测温结果的影响。干空气条件下,变热气温度、变来流总温和变热气流量的试验工况如表2所示,其中,试验在常压下进行。

表2 干空气试验工况

Table 2 Dry air test conditions

工况	变热气温度 $T_{h1} \sim T_{h5}$	变来流总温 $T_{01} \sim T_{04}$	变热气流量 $M_{h1} \sim M_{h5}$
俯仰角/(°)	0	0	0
偏航角/(°)	0	0	0
来流速度 $V_0/(m \cdot s^{-1})$	50	50	50
来流总温 T_0/K	260	250、260、 270、275	260
热气总温 T_h/K	320、375、 400、450、500	320	320
热气流量 $M_h/(g \cdot s^{-1})$	5	5	0.3、5、8、10

防冰试验工况如表3所示,其中过冷水滴中位体积直径MVD均为20 μm,喷雾时间均为600 s。

表3 防冰试验工况

Table 3 Anti-icing test conditions

工况	ANTI_1	ANTI_2	ANTI_3
来流速度 $V_0/(m \cdot s^{-1})$	50	50	45
来流压力 P_0/kPa	73.1	68.6	101.3
来流总温 T_0/K	270	267	259
LWC/(g·m ⁻³)	0.42	0.32	0.26
热气总温 T_h/K	350	332	320
热气流量 $M_h/(g \cdot s^{-1})$	10	10	10

2 结果与讨论

2.1 热气温度对测温特性的影响

在表 2 变热气温度工况条件下,热气防冰传感器稳定 150 s 的温度响应特性曲线如图 4 所示。其中, $T_{h1} \sim T_{h5}$ 对应热气总温分别为 320、375、400、450 及 500 K, T 代表温度结果,包括传感器测量温度 T_{m1} 和 T_{m2} 及来流总温 T_0 。不同热气温度条件下,传感器测量偏差度如图 5 所示。

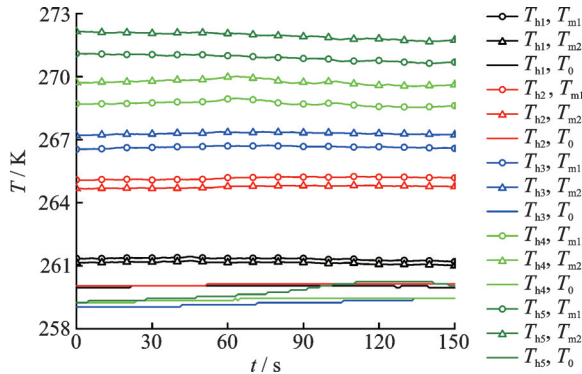


图 4 传感器测温特性随热气温度变化曲线

Fig.4 Sensor temperature measurement characteristic changing with the heat temperature

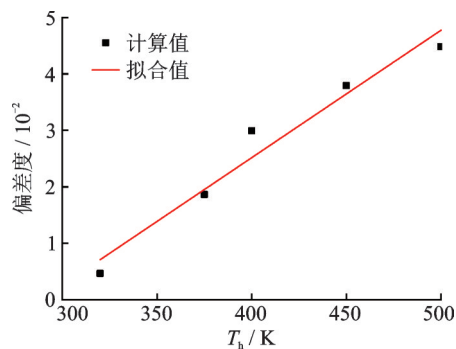


图 5 传感器测量偏差度随热气温度变化

Fig.5 Sensor measurement deviation changing with the heat temperature

试验结果表明,热气温度的升高对热气防冰传感器感温元件的影响不同,对比通道 1 和通道 2 的测温值,当热气温度为 320 K 和 350 K 时,通道 2 的测温值低于通道 1 的测温值;当热气温度高于 375 K 后,通道 2 的测温值均高于通道 1 的测温值;同时,随着热气温度的升高,通道 1 和通道 2 的测温值差值增大,两者的平均差值由 0.2 K 增大到 1.0 K。同时,由图 5 可以看出,随着热气温度的升高,传感器测量偏差度由 0.46% 增大到 4.48%,说明传感器感温元件处的温度变化直接受热气温度变化的影响。当热气温度超过 375 K 时,传感器测量偏差度超过 2%。通过分析可知,虽然传感器的结构保证热气不会流经传感器测温腔,但当热气温

度较高时,传感器测温腔壁面会被热气加热到一定温度,导致测温腔内气体温度随之升高,同时,考虑壁面对感温元件的辐射作用,最终影响了传感器的测温结果。

因传感器测量偏差度随热气温度的增加而增大,且呈现出线性的趋势,故使用线性拟合方式,获得热气防冰传感器测量偏差度随热气温度变化趋势为

$$\Delta T_m / T_0 = -6.52 + 0.023 T_h \quad (1)$$

$$\Delta T_m = \frac{T_{m1} + T_{m2}}{2} - T_0 \quad (2)$$

拟合结果表明,热气温度在 320~500 K 范围内,偏差度拟合值与测量值差值的绝对值小于 0.5%。

需要说明的是,因传感器热气参数受发动机状态的限制,在相同来流条件(来流总温)和热气流量的条件下,热气温度仅在一定范围内波动,可避免试验中因热气温度变化较大导致的测量偏差度过大。另外,应对传感器的防冰加热结构进行优化,如设置隔热结构避免过多热量导入测温腔影响测温结果。

2.2 来流总温对测温特性的影响

在表 2 所示变来流总温工况条件下,传感器稳定 150 s 的温度响应特性曲线如图 6 所示。其中, $T_{01} \sim T_{04}$ 的来流总温分别对应 250、260、270 及 275 K。不同来流总温条件下,传感器测量偏差度如图 7 所示。

由图 6 可以看出,通道 1 和通道 2 的测温值几乎重合,通道 1 和通道 2 测温值的平均差值小于 0.2 K。同时,结合热气温度对传感器测温特性的影响,在热气条件相同时,来流总温越高,热气对传感器测量值变化的影响越小。由此可知,来流总温的变化对传感器的测量不会产生较大影响。

因传感器测量偏差度随来流总温变化较小,且传感器测量偏差度随来流总温的升高呈现线性下

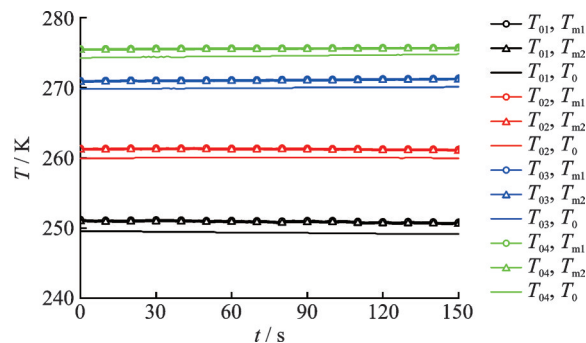


图 6 传感器测温特性随来流总温变化曲线

Fig.6 Sensor temperature characteristic measurement changing with the air total temperature

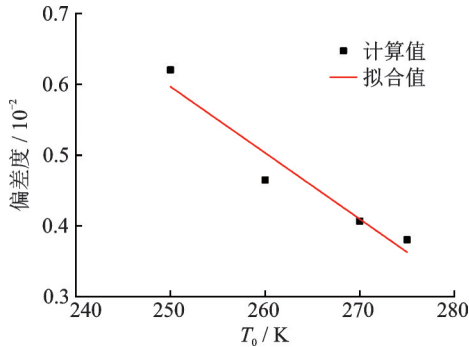


图7 传感器测量偏差度随来流总温变化

Fig.7 Sensor measurement deviation changing with the air total temperature

降趋势,故使用线性拟合方式,得到传感器测量偏差度随来流总温变化趋势为

$$\Delta T_m / T_0 = 2.94 - 0.0094 \times T_0 \quad (3)$$

拟合结果表明,来流总温在 250~275 K 范围内,偏差度在温度范围内小于 0.04%。

2.3 热气流量对测温特性的影响

在表2变热气流量工况条件下,传感器稳定 150 s 的温度响应特性曲线如图8所示。其中, $M_{h1} \sim M_{h5}$ 对应热气流量分别对应 0、3、5、8 及 10 g/s。不同热气流量条件下,传感器测量偏差度如图9所示。

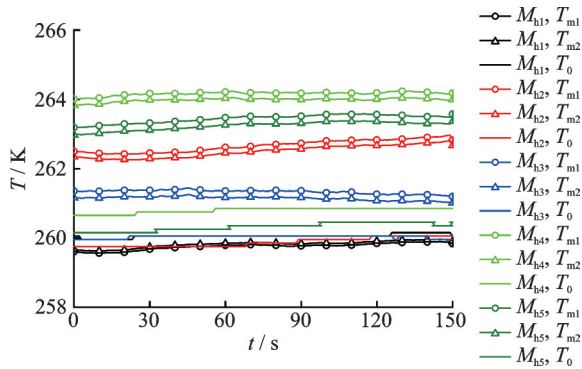


图8 传感器测温特性随热气流量变化曲线

Fig.8 Sensor temperature measurement characteristic changing with the heat flow

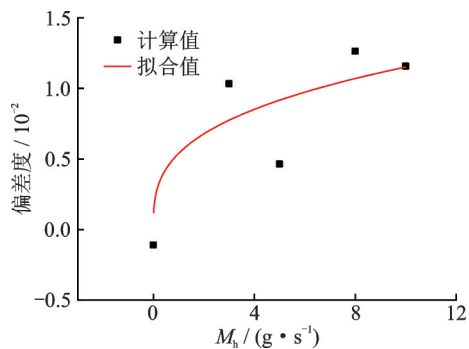


图9 传感器测量偏差度随热气流量变化曲线

Fig.9 Sensor measurement deviation changing with the heat flow

当传感器未通热气时,即热气流量为 0 g/s 时,传感器测温值略小于来流总温,此时,通道1和通道2的测温值平均差值小于 0.1 K。当传感器通入热气后,传感器测温特性发生了变化,此时,传感器测温值均高于来流总温,且通道1测温值均大于通道2测温值,但通道1和通道2的测温值相差较小,约为 0.2 K。

由图9可以看出,随着热气流量的升高,传感器测量偏差度整体呈现小幅上升趋势,但并不单调,传感器测量偏差度均不超过 1.3%。以来流速度 50 m/s、来流总温 260 K、热气总温 320 K 以及热气流量 5 g/s 为基准,此时,传感器测量偏差度为 0.46%。对比热气流量和热气温度对传感器测温偏差的影响,可以看出,当热气总温从 320 K 上升到 500 K 时,热气总温增加 0.56 倍,传感器测量偏差度上升至 4.48%;而当热气流量从 5 g/s 上升到 8 g/s 时,热气流量增加 0.6 倍,传感器测量偏差度仅上升至 1.26%。由此可以推测,相较于热气温度的变化,热气流量的变化对换热效果的影响较小,且受限于传感器热气通道尺寸的影响,传感器热气流量无法持续增大,当发动机状态增大,传感器对应来流总温和引气参数(温度、压力)持续增大后,传感器流量几乎不变,转而主要考虑热气温度对传感器测温特性的影响。

通过分析可知,传感器测量偏差度随热气流量的增加应呈现出上升的趋势,而试验结果中,传感器测量偏差度随热气流量的增加出现了波动上升的趋势,线性拟合方式无法描述其趋势变化。为满足偏差度拟合值与测量值差值的绝对值小于 0.5%,通过数据分析,使用幂函数拟合方式,得到传感器测量偏差度随热气流量变化趋势为

$$\Delta T_m / T_0 = 0.54 \times M_h^{0.33} \quad (4)$$

拟合结果表明,热气流量在 10 g/s 内,偏差度拟合值与测量值差值的绝对值小于 0.5%。

传感器测温目标是来流气体流入测温腔到达传感器感温元件过程中,气流温度不受影响,因此,除了设置隔热结构避免过多热量导入测温腔影响测温结果外,还需考虑降低测温腔内的热边界层厚度。另外,来流气体在测温腔进出口流动,测温腔内部必然存在对流换热较弱的区域,此区域的气流被测温腔壁面加热,传感器感温元件装载体又被此区域气流加热,此时,存在部分热量通过传感器感温元件装载体传导至感温元件处的可能。如若在感温元件装载体上设置隔热结构,可减少感温元件装载体热量传导至感温元件带来测温偏差。

2.4 防冰对测温特性的影响

2.4.1 工况 ANTI_1

在表3工况 ANTI_1条件下,喷雾开始后,热气防冰传感器测温腔入口上下缘处逐渐结冰,凝结冰为明冰,而传感器前缘未出现结冰现象。结束喷雾(喷雾600 s)时,传感器表面的结冰状态如图10所示。

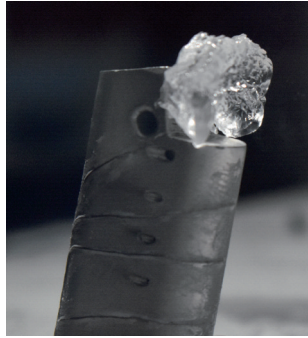


图10 传感器结冰情况(ANTI_1,喷雾600 s结束后)

Fig.10 Sensor ice situation (ANTI_1, after 600 s of spraying)

试验过程中,防冰引气温度和来流总温基本稳定,温度偏差不超过1 K。喷雾前后,传感器测温特性随时间变化如图11所示。在时间 $t=0$ s时开启喷雾;喷雾前,受到热气的影响,传感器测温值已高于冰点温度,约为276 K;喷雾开始后,受到过冷水滴的影响,传感器测温值略有降低,但仍高于冰点温度;喷雾240 s内,传感器测温值相对稳定;喷雾240 s后,传感器测温值突然升高,并在通道1测温值约286 K、通道2测温值约284 K的峰值后逐渐降低直至稳定。数据采集结束时,传感器测温稳定在284 K左右。从结果可以看出,最终传感器测温值比喷雾前上升了约8 K。

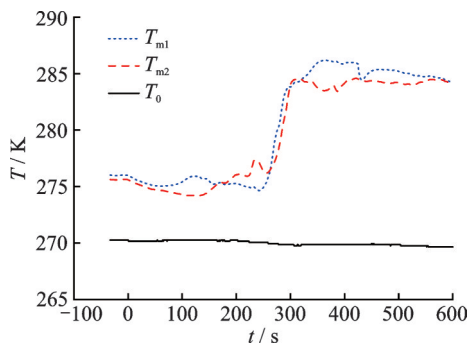


图11 传感器总温测量特性曲线(ANTI_1)

Fig.11 Sensor temperature characteristic curves (ANTI_1)

观察试验过程,试验起始阶段,传感器测温腔入口下沿温度较高,没有发生结冰;随着时间推移,结冰从传感器测温腔入口上沿产生;随着结冰增长逐渐延伸到传感器测温腔入口下沿,最终堵塞了传

感器测温腔入口。

通过分析可知,未开启喷雾时,受到防冰热气的影响,部分热量传导至传感器测温腔,导致传感器测温腔内温度上升,传感器测温结果略大于来流温度。喷雾开启后,由于传感器测温腔入口处防冰效果薄弱,由此处开始结冰。传感器测温腔入口结冰量较少时,结冰未对传感器测量造成较大影响;但随着时间推移,结冰量增长,传感器测温腔入口逐渐被结冰堵塞,导致进入测温腔的气流减少,测温腔壁面温度对测温腔的加热效应大于气流带走测温腔的热量,测温腔温度逐渐升高,使得传感器测温值跟随升高。此时,测温腔内温度虽然高于冰点,可融化部分冰,但冰的融化速率仍小于外部结冰的速率,结冰量逐渐增长。当冰完全堵塞传感器测温腔入口,气流无法有效带走传感器测温腔内的热量,传感器测温腔温度持续上升。当传感器测温腔入口处的结冰融化,气流通过空隙进入传感器测温腔,测温腔内温度略有降低并逐渐稳定。

2.4.2 工况 ANTI_2

在表3工况 ANTI_2条件下,喷雾开始后,热气防冰传感器测温腔入口上下缘处逐渐结冰,而传感器前缘未出现结冰现象。结束喷雾(喷雾600 s)时,传感器表面的结冰状态如图12所示。



图12 传感器结冰情况(工况 ANTI_2,喷雾600 s结束后)

Fig.12 Sensor ice situation (ANTI_2, after 600 s of spraying)

试验过程中,防冰引气温度和来流总温基本稳定,温度偏差不超过1 K。喷雾前后,传感器测温特性随时间变化如图13所示。在时间 $t=0$ s时开启喷雾,喷雾前,传感器测温值约为271 K;喷雾开始后,传感器测温值略有降低;在喷雾90 s后,传感器测温值出现明显上升;在喷雾450 s后,传感器测温值基本达到稳定的282 K。从结果可以看出,最终传感器测温值比喷雾前上升了约11 K。

试验过程中,防冰引气温度和来流总温基本稳定,温度偏差不超过1 K。喷雾开始后,由于来流中过冷水滴的影响,传感器表面温度有所降低,但是由于防冰引气的影响,传感器前缘各测点温度仍

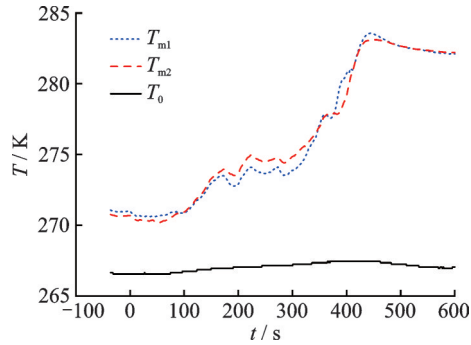


图13 传感器总温测量特性曲线(工况 ANTI_2)

Fig.13 Sensor temperature characteristic curves (ANTI_2)

大于冰点。工况 ANTI_2 与 ANTI_1 的试验结果较为一致,另外,由于工况 ANTI_2 较 ANTI_1 来流总温和防冰引气温度更低,将使得传感器表面温度维持在更低的水平;工况 ANTI_2 的液态水含量也较小,使得工况 ANTI_2 传感器表面结冰速率比工况 ANTI_1 的更慢,传感器测温腔入口被冰堵塞的时间延迟了约 180 s。

2.4.3 工况 ANTI_3

在表 3 工况 ANTI_3 条件下,喷雾开始后,热气防冰传感器测温腔入口上下缘处逐渐结冰,传感器前缘热电偶位置出现少量结冰。喷雾过程中,传感器表面的结冰状态如图 14 所示。

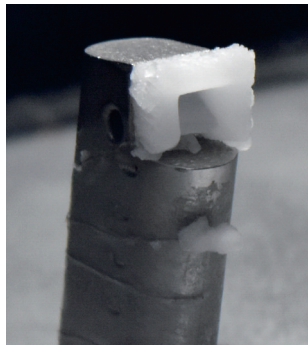


图14 传感器结冰情况(ANTI_3)

Fig.14 Sensor ice situation (ANTI_3)

试验过程中,防冰引气温度和来流总温基本稳定,温度偏差不超过 1 K。喷雾前后,传感器测温特性随时间变化如图 15 所示。在时间 $t=0$ s 时开启喷雾;喷雾开始后,传感器测温值略有降低,随后,传感器测温值出现明显上升;喷雾约 300 s 时,传感器测温值略微下降,随后,传感器测温值持续上升;在喷雾 600 s 后,传感器测温值尚未达到稳定状态。从结果可以看出,最终传感器测温值比喷雾前上升了约 8 K。

通过工况 ANTI_1 和 ANTI_2 结果推测,由于工况 ANTI_3 液态水含量较小,其传感器测温腔入口未被冰完全封住,测温腔未形成封闭腔,气流仍

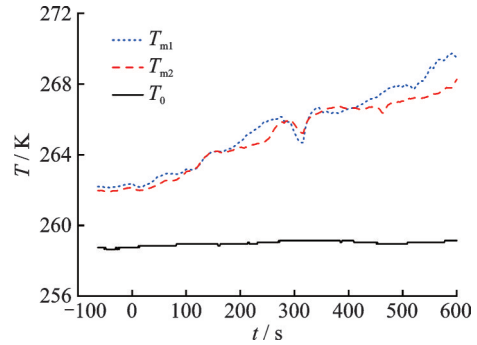


图15 传感器总温测量特性曲线(ANTI_3)

Fig.15 Sensor temperature characteristic curves (ANTI_3)

可流进测温腔,并通过测温腔换热。测温腔温度始终低于冰点温度,因此,未出现与工况 ANTI_1 和 ANTI_2 类似的测点温度高于冰点温度的现象。

3 结 论

通过冰风洞试验研究了热气防冰温度传感器的测温特性,主要结论包括:

(1)在非结冰条件下,传感器通热气与否对传感器测温特性影响较大,随着热气温度的升高,传感器测量偏差度单调增大;来流总温越高,热气加热测温腔壁面带来的影响越小,传感器测温偏差度降低;热气流量的变化对传感器测温的影响较小,随着热气流量的升高,传感器测温偏差度小幅上升;通过试验定量说明了上述参数对测温特性的影响。

(2)传感器使用环境受航空发动机工作状态的影响,当来流速度约为 50 m 时,来流总温小于 275 K、热气温度小于 500 K 以及热气流量小于 10 g/s 时,传感器测量偏差度不超过 1.5%。非结冰条件下,对传感器温度测量偏差度进行了拟合,偏差度拟合值与测量值差值的绝对值小于 0.5%。

(3)在结冰试验条件下,传感器的内部防冰设计能保证传感器前缘温度高于冰点,但在传感器测温腔入口处存在结冰风险;传感器测温腔入口少量结冰对传感器的测温影响较小,但当传感器入口被冰堵塞,传感器测量得到的温度结果与外界环境存在较大偏差,因此需要考虑有效地技术手段,防止传感器测温口因结冰发生堵塞。

参考文献:

- [1] JIN W, TAGHAVI R. A computational study of icing effects on the performance of s-duct inlets: AIAA 2008-4584[R]. USA: AIAA, 2008.
- [2] LEE S, LOTH E. Simulation of icing on a cascade of stator blades: AIAA-2006-0208[R]. USA: AIAA, 2006.

- [3] 易贤,李维浩,王应宇,等.飞机结冰传感器安装位置确定方法[J].实验流体力学,2018,32(2):48-54.
YI Xian, LI Weihao, WANG Yingyu, et al. Method of determining the location for aircraft icing prober[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(2): 48-54.
- [4] CAO Y, WU Z, SU Y, et al. Aircraft flight characteristics in icing conditions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 74: 62-80.
- [5] 杨诗雨,常士楠,高艳欣,等.旋转帽罩电加热防冰瞬态过程研究[J].空气动力学学报,2016,34(3):289-294.
YANG Shiyu, CHANG Shinan, GAO Yanxin, et al. Investigation of rotary cone electric heating anti-icing transient process[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2016, 34(3): 289-294.
- [6] 胡娅萍.航空发动机进口部件结冰的数值模拟研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
HU Yaping. Numerical simulation of ice accretion on aero-engine entry components[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] 屈靖国.进气道影响下发动机进口段三维结冰的数值模拟研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
QU Jingguo. Numerical study on 3D ice accretion on the aero-engine entry components under the influence of an inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [8] DONG W, ZHU J J, ZHAO Q Y. Numerical simulation analysis of a guide vane hot air anti-icing system [C]//Proceedings of the 42nd AIAA Thermophysics Conference.[S.l.]: AIAA, 2011.
- [9] DONG W, LEI G, ZHU J, et al. Numerical simulation of hot air anti-icing characteristics of an aero-engine strut [C]//Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting.[S.l.]: AIAA, 2015.
- [10] 姚华,王国祥.航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证[J].航空动力学报,2004,19(2):247-253.
YAO Hua, WANG Guoxiang. A study and flight evaluation of full authority digital engine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 247-253.
- [11] 张绍基.航空发动机控制系统的研发与展望[J].航空动力学报,2004,19(3):375-382.
ZHANG Shaoji. A review of aeroengine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382.
- [12] 闫利军,赵亚娟,高志远.压电加速度传感器在机载测试领域中的安装研究[J].电子测量技术,2014,37(7):130-134.
YAN Lijun, ZHAO Yajuan, GAO Zhiyuan. Study on installation of piezoelectric acceleration sensor in the airborne test [J]. Electronic Measurement Technology, 2014, 37(7): 130-134.
- [13] 董锁利,丁颖,张建兰,等.机载设备计量性分析与设计讨论[J].计测技术,2011,31(3):46-48.
DONG Suoli, DING Ying, ZHANG Jianlan, et al. Analysis and design of metrology of the airboard equipment [J]. Metrology & Measurement Technology, 2011, 31(3): 46-48.
- [14] 白鸽.航空发动机进气总温传感器测温误差研究[J].测控技术,2020,39(3):76-83.
BAI Ge. Research on temperature measurement error of aero-engine inlet total temperature sensor [J]. Measurement & Control Technology, 2020, 39(3): 76-83.
- [15] 张伟昊,杨伟平,曹保武,等.屏蔽式总温探针流动与换热分析[J].航空科学技术,2018,29(7):67-72.
ZHANG Weihao, YANG Weiping, CAO Baowu, et al. Aerodynamic and heat transfer analysis of a shielded total temperature probe [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7): 67-72.
- [16] 李杰,樊丁,纪仓囤.航空发动机温度传感器动态特性改善方法[J].航空动力学报,2012,27(3):707-714.
LI Jie, FAN Ding, JI Cangtun. Dynamic response capability improvement method for aero-engine temperature sensor [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 707-714.
- [17] 熊建军,倪章松,李昱,等.防冰总压/静压探针结构及控制系统设计与应用[J].测控技术,2019,38(4):132-137.
XIONG Jianjun, NI Zhangsong, LI Yu, et al. Design and application of structure and control system for anti-icing total or static pressure probe [J]. Measurement & Control Technology, 2019, 38(4): 132-137.
- [18] 彭又新,郑莉,林贵平.全静压传感器冰风洞试验技术研究[J].中国工程科学,2019,11(11):51-55.
PENG Youxin, ZHENG Li, LIN Guiping. Icing tunnel experimental study of the static pressure detector [J]. Engineering Sciences, 2019, 11(11): 51-55.
- [19] 张进,姜志恒,李瑜.某型温度传感器防冰结构仿真效果的仿真分析[J].传感器与微系统,2018,37(10):54-59.
ZHANG Jin, JIANG Zhiheng, LI Yu. Simulation and analysis of anti-icing effect of an anti-icing structure of temperature sensor [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2018, 37(10): 54-59.