

推进式螺旋桨飞行中桨叶温度测量 与尾气防冰性能评估^{*}

牛宏伟¹, 郭海东¹, 孙 凤², 张永峰¹

(1. 中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089;
2. 西安阎良国家航空高技术产业基地管理委员会, 陕西 西安 710089)

摘 要: 为研究推进式布局螺旋桨表面温度分布特性, 评估发动机尾气防冰功能, 对螺旋桨进行了飞行中的温度测量试验, 在桨叶上布置了 Pt100 热电阻和 K 型热电偶, 通过无线近距遥测系统实现信号传输, 测量螺旋桨在不同高度和发动机状态飞行时的表面温度。结果表明桨叶前缘尾气显著影响区温度随半径增加先升高后降低, 桨叶最大厚度处温度则随半径增大呈先降低后升高趋势; 飞行高度增加会导致桨叶温度显著下降, 在同一高度内增大燃气发生器转速可引起桨叶温度小幅升高。根据相关标准和文献得到桨叶表面临界结冰判据, 表明在 5km 螺旋桨防冰功能有效, 在 7km 部分位置存在结冰风险, 在 8.5km 防冰功能完全失效。

关键词: 推进式螺旋桨; 温度; 飞行试验; 防冰; 高度; 燃气发生器; 转速

中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 05-1148-06

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190738

In-Flight Blade Temperature Measurement and Exhaust Gas Anti-Icing Performance Evaluation of Pusher Propeller

NIU Hong-wei¹, GUO Hai-dong¹, SUN Feng², ZHANG Yong-feng¹

(1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;
2. The Administrative Committee of Xi'an Yanliang National Aviation Hi-Tech Industrial Base, Xi'an 710089, China)

Abstract: The blade temperature of a pusher propeller was measured in flight test to acquire temperature distribution characteristics and evaluate the exhaust gas anti-icing performance. Several Pt100 RTD and K-type thermal-couples were placed on the surface of the blade. The sensor signal was transmitted through wireless telemetry system. The surface temperature of the propeller blade was measured under different altitude and engine state during the flight test. The results show that the temperature of the leading edge area affected significantly by the exhaust gas increases with the increase of radius and then decreases, and the temperature at the maximum thickness of the blade behaves just the opposite. The increase of flight altitude leads to a significant decrease in the temperature of the blade. Increasing the speed of the gas generator at the same altitude results in a slight temperature rise of the propeller blade. According to the relevant standard and literature, the evaluation principle of critical anti-icing condition was obtained. The assessment shows a complete anti-icing function of being at 5km, a partial freezing risk at 7km and a complete failure at 8.5km.

^{*} 收稿日期: 2019-10-25; 修订日期: 2020-01-03。

通讯作者: 牛宏伟, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机结构完整性。E-mail: niuhongwei@sina.cn

引用格式: 牛宏伟, 郭海东, 孙 凤, 等. 推进式螺旋桨飞行中桨叶温度测量与尾气防冰性能评估[J]. 推进技术, 2021, 42 (5): 1148-1153. (NIU Hong-wei, GUO Hai-dong, SUN Feng, et al. In-Flight Blade Temperature Measurement and Exhaust Gas Anti-Icing Performance Evaluation of Pusher Propeller[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42 (5): 1148-1153.)

Key words: Pusher propeller; Temperature; Flight test; Anti-Icing; Altitude; Gas generator; Rotating speed

1 引言

当飞机在结冰气象条件下飞行时,机体结构表面可能会发生结冰,在飞机螺旋桨上,桨叶和桨帽是螺旋桨上最容易发生结冰的部件^[1-2],桨叶结冰会破坏桨叶原有气动外形,使附面层流动紊流化,极大地增加翼型阻力,导致螺旋桨效率降低,甚至引起严重的飞行事故^[3]。涡桨发动机上常用电热防冰系统或气热防冰系统来对螺旋桨进行防冰^[4],对防冰性能的评估是保障螺旋桨安全工作的必要条件^[5]。

对防冰性能的研究方法主要包括仿真计算和试验,仿真计算一般通过模拟防冰表面温度分布或水滴撞击特性来评估防冰性能。常士楠等^[6]建立换热方程对周向及双蒙皮波纹板型弦向进气道热防冰器进行热分析,表明双蒙皮弦向防冰器的防冰效率较高;卜雪琴等^[7]利用FLUENT计算了二维机翼在结冰气象条件下飞行时的水收集系数及防冰系统工作稳定后的表面温度;刘春生等^[3]在绕桨叶运动的气流场计算的基础上采用拉格朗日方法求解气流场中水滴运动方程,得到水滴运动轨迹。张丽芬等^[8]研究了不同参数对旋转帽罩表面对流换热系数的影响,建立了雷诺数与努赛尔数之间的关联式。徐佳佳等^[9]利用CFD和Matlab相结合建立三维风挡热性能分析模型,给出民用飞机风挡防冰性能的工程算法;郑杰^[10]针对NACA0012翼型建立了流场和水滴撞击特性解析模型,得到电热防冰系统的表面温度分布;Ozcer等^[11]通过显式耦合方法模拟了一种自动变距螺旋桨在-23℃和-16℃两种结冰条件下的冰生长行为;Udayakumar等^[12]利用ANSYS模拟了飞机机翼前缘的结冰特性。防冰性能仿真计算在规律研究和机理分析方面有着重要作用,但对模型假设和边界条件十分敏感,往往难以贴近物理实际,因此学者们也开展了一定的实验研究。Brzeczczek等^[13]通过冰风洞实验、人工结冰飞行试验和自然结冰飞行试验研究了PZL Mielec M28涡桨飞机的结冰特性,表明对FAA规章的适航符合性;雷桂林等^[14]在冰风洞中对3种电加热方式的航空发动机进气支板进行了防冰试验研究;Li等^[15-16]在冰风洞内进行了无人机螺旋桨在旋转状态的冰积聚试验,并测量了螺旋桨动态推力,表明螺旋桨气动效率下降最大为70%。

目前论述螺旋桨温度测量的文献较少,Disotell

等^[17]和Yorita等^[18]分别利用示温漆对直升机旋翼和定距式螺旋桨进行了温度测量,但示温漆具有不可逆属性,只能测得最高温度;杨晨利^[19]用测温片和引电器在地面试车台上获取了压气机转子叶片在不同状态的温度,卢艳辉等^[20]测量了压气机转子叶片动应力,在方法上可提供一定参考。

本文研究对象为推进式螺旋桨,安装在涡桨发动机后端,依靠发动机尾气喷流进行防冰,无论是冰风洞实验还是自然结冰试验,均无法实现对高速旋转螺旋桨结冰状态的实时探测或观察,给螺旋桨防冰系统评估带来很大阻碍。本文提供了一种新的方法,在飞行中直接测量螺旋桨关键部位的表面温度,进而评估螺旋桨防冰性能。针对该螺旋桨结构特点,通过特殊改装工艺在桨叶上加装Pt100热电阻和K型热电偶,通过无线近距遥测系统实现温度信号的转静传输,在装机飞行条件下实现桨叶表面温度测量,分析桨叶表面温度的分布和变化规律;根据相关标准得到桨叶表面临界结冰判据,对螺旋桨在不同飞行高度的防冰性能进行评估。

2 试验方法

2.1 测点确定

螺旋桨受发动机尾气直喷的部位主要是桨叶半径 $r=300\text{mm}\sim 600\text{mm}$ 区域,重点研究此区间内的温度分布规律,桨叶温度传感器设置方案见图1,共7个测点,包括前缘 $r=320\text{mm}$, 445mm , 570mm 位置、桨叶最大厚度处 $r=487\text{mm}$, 500mm (叶盆)和 $r=562\text{mm}$ (叶背),另外在 $r=900\text{mm}$ (叶背)也设置测点,作为叶尖温度的表征。所有测点按1:1备份,温度传感器类型包括Pt100热电阻和K型热电偶。

2.2 测量方法

桨叶表面温度传感器改装和信号转-静传输是

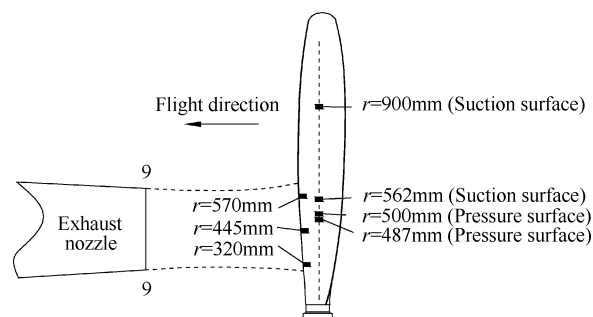


Fig. 1 Temperature measurement position of the blade

螺旋桨温度测量的主要难点,对改装质量和信号稳定性的要求很高,还需考虑由加改装引起的推进效率变化。桨叶表面温度传感器改装过程如下:

(1)加装部位打磨与清洁。

(2)采用 B-711 贴片胶对 Pt100 热电阻和热电偶进行粘贴。

(3)采用 101 胶进行全线路防护。

(4)180℃加温固化 12h。

对改装后的桨叶进行温度试验,见图 2,传感器和线缆固定可靠,传感器输出正常。



Fig. 2 Thermal test of the blade after modification

采用无线电近距遥测技术实现温度信号的转换和传输,测试系统原理见图 3。传感器信号通过遥测发射盘进行调制,由与螺旋桨一起旋转的环形发射天线对信号进行发射,信号经接收天线接收,再通过接收机解调,并转换为模拟信号输出^[4]。

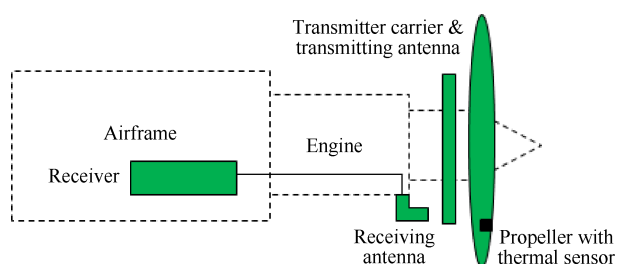


Fig. 3 Operating principles of the telemetry system

遥测系统需要经过标定才能将电压信号转换为物理量,通过查表线性插值得到 Pt100 热电阻和热电偶在不同温度的标准阻值和电动势,在遥测系统输入端分别用高精度电阻和微电压发生器模拟 Pt100 和 K 型热电偶输入,记录输出端数据,通过最小二乘拟合获得输入-输出方程。图 4 为 Pt100 和 K 型热电偶典型通道标定结果,最大误差分别为 0.1% 和 0.21%,具有较高的线性度。

2.3 试飞方法

首先研究螺旋桨气动外形变化对推力系统的影响,在螺旋桨改装前、后分别进行相同条件的地面滑

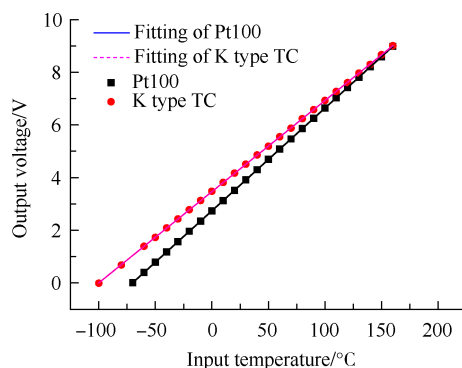


Fig. 4 Calibration results of Pt100 and TC channels

行试验,具体方法是发动机功率杆调整至最大起飞状态,设定目标速度 v_i ,测定达到该速度的滑行距离 S_i 。滑行试验结果见表 1,若将飞机加速过程等效为均匀加速过程,则等效加速度 $\bar{a} = \frac{v_i^2}{S}$,螺旋桨改装后 $\bar{a}$ 下降了 14.6%,表明推进效率下降明显。

Table 1 Results of taxi test

Parameters	Before modification	After modification
$v_i/(km/h)$	118.65	111.00
S/m	244.7	250.7
$\bar{a}/(m/s^2)$	4.439	3.792

试飞状态点见表 2,飞行试验主要控制参数为高度 H_p ,发动机状态(燃气发生器转速 n_g)和速度 v_i ,遵循高度由低到高,循序渐进的原则,每个状态持续时间应足够长直至温度稳定。考虑改装后螺旋桨推进效率的下降,在 $H_p=8.5km$ 仅作稳定平飞,表中的“按需”是指根据飞行状态需要而调整该参数,以保证其他参数达到设计状态。

Table 2 Flight test states

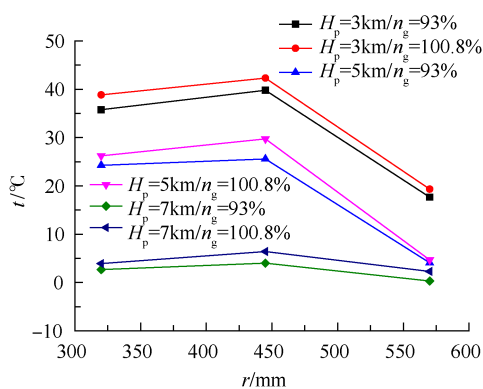
No.	H_p/km	$n_g/\%$	$v_i/(km/h)$
1	3.0	93.0, 96.2, 98.8, 100.8	As required
2	5.0	93.0, 96.2, 98.8, 100.8	As required
3	7.0	93.0, 96.2, 98.8, 100.8	As required
4	8.5	As required	180, 200

3 结果与讨论

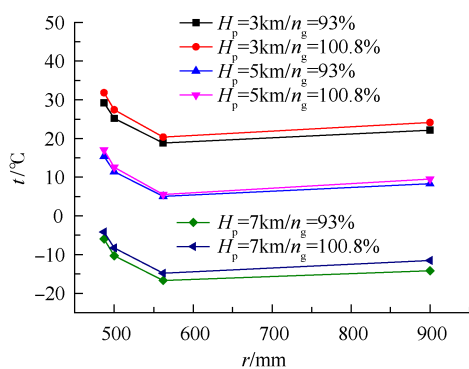
3.1 桨叶温度分布规律

经过 3 架次飞行,完成全部任务点,试验过程中所有测点数据正常。首先研究桨叶不同位置温度分布,图 5(a), (b) 分别为前缘 3 个测点和桨叶叶型截面最大厚度处 4 个测点温度沿半径的变化规律。前缘 3 个测点均位于尾气显著影响区,在不同高度和不同

发动机状态下,温度随着半径增大呈先升高、后降低趋势。叶型截面最大厚度处4个测点温度随半径增大呈先降低、后升高趋势, $r=562\text{mm}$ (叶背)测点温度为最低,另外在半径相当的情况下最大厚度处的温度明显低于前缘,可见受尾气影响减弱。



(a) Leading edge



(b) Maximum thickness section

Fig. 5 Temperature vs radius of the blade

接下来分析试验参数对桨叶温度的影响,图6飞机以最大速率爬升过程中各测点温度连续曲线,高度为1972~6873m,在高度2890m处温度出现骤降是由于发动机转速瞬间降低,随后发动机状态恢复,桨叶温度也逐渐恢复原有趋势,除此干扰因素外,桨叶各部位温度随飞行高度增加而明显降低。由于其他飞行参数均保持不变,而大气静温随高度增加线性减小,可认为大气静温降低是导致桨叶温度降低的主要因素。在爬升过程中大气静温下降29.4℃,桨叶表面7个测点中 $r=320\text{mm}$ 测点温度降幅最小,为29.2℃, $r=445\text{mm}$ 温度降幅最大,为37.6℃,推测是由于 $r=320\text{mm}$ 测点最接近尾气影响区外边界,受尾气影响最弱,在低空1972m该测点温度也较低,爬升过程中的降幅基本与大气静温降幅相等。

图7(a),(b)分别为 $H_p=3\text{km}$ 和 7km 桨叶温度随 n_g 变化关系,在这两个高度下各测点温度均随 n_g 增大而

升高,但升高幅度有限, n_g 从93%增大到100.8%,在3km桨叶温度最多升高3.1℃,在7km则最多升高2.7℃。

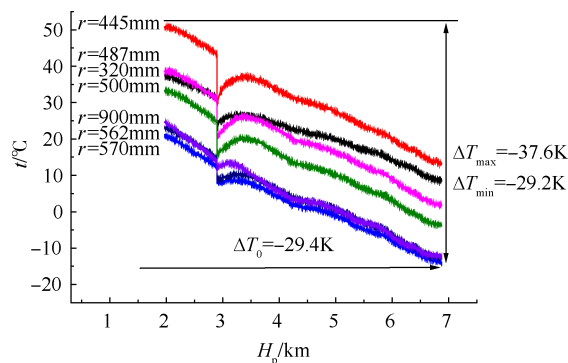
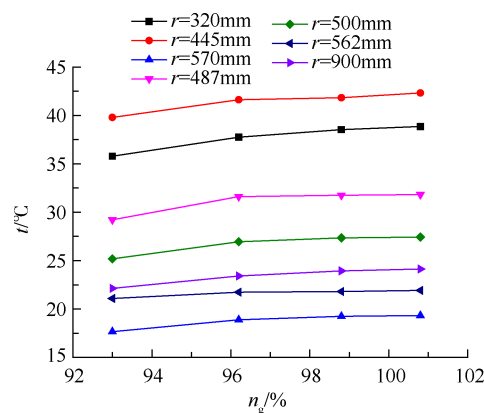
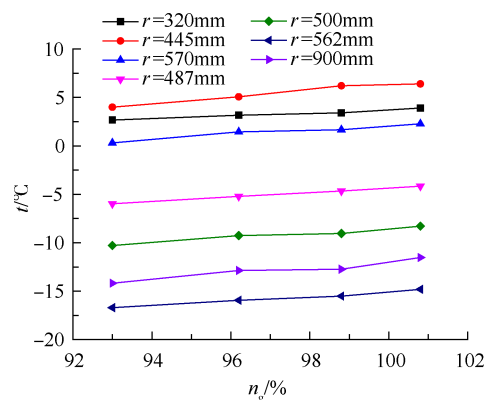


Fig. 6 Temperature vs altitude of the blade

(a) $H_p=3\text{km}$ (b) $H_p=7\text{km}$ Fig. 7 Temperature vs n_g of the blade

3.2 防冰性能评估

根据GJB2232-1994要求,气体防冰系统的评估准则是产生足够的热量,防止冰在螺旋桨上生成^[21]。国际标准ISO-12494及Richert定义穿云结冰(In-cloud icing)为过冷水滴撞击温度在0℃以下的结构表面之后发生的结冰^[22-23],这种结冰模式在螺旋桨部件上最为多发^[1]。但由于0℃为冰水混合物的温

度,可能存在桨叶表面已经结冰,但测量温度仍为 0°C 的现象,若以 0°C 作为临界结冰温度,会导致评估结果偏于危险。为保证防冰性能判定的准确性,本文在上述定义的基础上考虑一定的裕度,以 2°C 作为临界结冰温度。

图 8(a)为 $H_p=5\text{km}$ 桨叶温度曲线,起飞时地面大气静温 $t_0=16^{\circ}\text{C}$,到达 5km 时 $t_0=-8^{\circ}\text{C}$,所有测点温度全部在 2°C 以上,此时防冰功能有效,桨叶上最低温度为 2.1°C ,出现在 $r=562\text{mm}$ 位置。

图 8(b)为 $H_p=7\text{km}$ 桨叶温度曲线,起飞时地面 $t_0=11^{\circ}\text{C}$,到达 7km 时 $t_0=-29^{\circ}\text{C}$,位于前缘的 3 个测点中,仅有 $r=320\text{mm}$ 处温度始终在 2°C 以上, $r=445\text{mm}$ 处温度基本在 2°C 以上,但在 $8:50:46\sim 8:55:12$ 时间

段内曾 3 次下探至 0°C ,而 $r=570\text{mm}$ 处温度则在 2°C 附近上下波动,其余测点温度全程低于 2°C ,表明仅有尾气直接影响区 $r=320\text{mm}$ 位置附近具备完全防冰功能,其余部位存在结冰风险。

图 8(c)为 $H_p=8.5\text{km}$ 桨叶温度曲线,到达 8.5km 时 $t_0=-42.6^{\circ}\text{C}$,所有测点温度全部在 2°C 以下,螺旋桨防冰功能完全失效。

4 结 论

本文对推进式螺旋桨进行了飞行中的桨叶表面温度测量试验,获得了桨叶温度分布和变化规律,对螺旋桨防冰性能进行了评估,结论如下:

(1)桨叶前缘尾气显著影响区内温度随半径增大呈先升高后降低趋势,叶型截面最大厚度处的温度则随半径增大先降低然后升高,最低温度出现在 $r=562\text{mm}$ (叶盆)位置;桨叶温度随高度增加显著减小,相同高度下燃气发生器转速增大会引起桨叶温度小幅升高。

(2)以 2°C 为桨叶表面临界结冰温度,在高度 5km 所有测点最低温度为 2.1°C ,尾气防冰功能有效;在高度 7km 仅前缘 $r=320\text{mm}$ 处温度始终在 2°C 以上,其余位置存在结冰风险;在高度 8.5km 所有测点温度均在 2°C 以下,尾气防冰功能完全失效。建议限制飞机在 8.5km 及以上的使用,在 7km 应密切关注螺旋桨工作参数。

致 谢:感谢惠阳航空螺旋桨有限公司的徐丁丁、郭强、李兵、郝丽、刘玉锋等同志在试验方面的大力支持。

参考文献

- [1] Grzesik N, Kowalik K. Fuzzy Controller for Aircraft Anti-Icing System—Initial Design and Analysis [J]. *Solid State Phenomena*, 2016, 251: 218–223.
- [2] 白 龙, 刘月平. 航空发动机进气系统结冰适航性条款研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, (4): 41–54.
- [3] 刘春生, 刘沛清, 赵岳鹏. 过冷水滴撞击螺旋桨桨叶表面的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2008, (25): 95–98.
- [4] Kubryn M, Flemming R J, Bernstein B C, et al. Flight Tests in Natural Icing of the PZL Mielec M28 Commuter Turboprop Airplane[C]. *Chicago: SAE 2011 International Conference on Aircraft and Engine Icing and Ground Deicing*, 2011.
- [5] 明 强, 魏 然, 贾 丹, 等. 地面结冰气象条件模拟控制技术[J]. 航空制造技术, 2014, (9): 77–79.
- [6] 常士楠, 韩风华. 飞机发动机进气道前缘热气防冰器性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2):

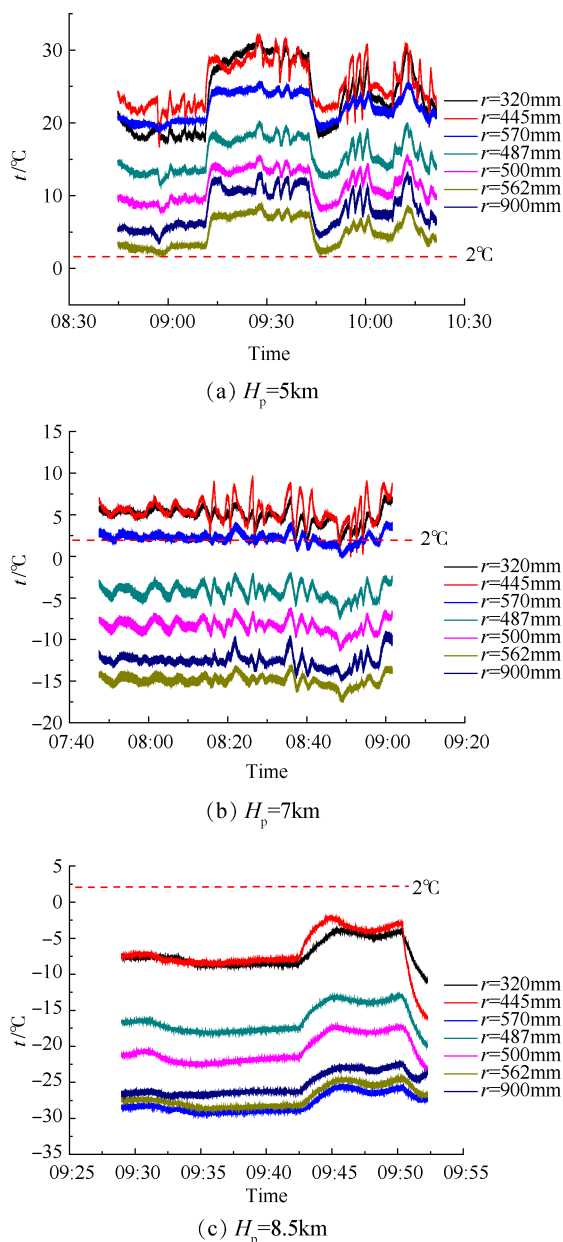


Fig. 8 Temperature-time curve of the blade

- 201–203.
- [7] 卜雪琴, 林贵平. 基于 CFD 的水收集系数及防冰表面温度预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1182–1185.
- [8] 张丽芬, 刘振侠, 张斐, 等. 航空发动机旋转帽罩结冰表面换热系数研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4): 853–859. (ZHANG Li-fen, LIU Zhen-xia, ZHANG Fei, et al. Numerical Simulation of Heat Transfer Coefficient on Icing Surface of Rotating Cone in Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 853–859.)
- [9] 徐佳佳, 史献林, 霍西恒. 民用飞机风挡防冰性能评估[J]. 民用飞机设计与研究, 2017, (3): 64–67.
- [10] 郑杰. 电热组件防冰性能的计算分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [11] Ozcer I, Baruzzi G S, Desai M, et al. Numerical Simulation of Aircraft and Variable-Pitch Propeller Icing with Explicit Coupling[R]. *SAE Technical Paper*, 2019.
- [12] Udayakumar R, Shaikh H A. Computational Analysis of Anti Icing System of an Aircraft Wing[C]. *Coimbatore: 2019 3rd International Conference on Electronics, Communication and Aerospace Technology (ICECA)*. IEEE, 2019.
- [13] Brzeczek J, Pietruszka J, Flemming R J, et al. Certification Flight Tests in Natural Icing of the PZL Mielec M28 Commuter Turboprop Airplane [R]. *SAE Technical Paper*, 2015.
- [14] 雷桂林, 郑梅, 董威, 等. 航空发动机进气支板电热防冰试验[J]. 航空学报, 2017, 38(8): 49–60.
- [15] Li L, Ning Z, Hu H. An Experimental Study on the Transient Ice Accretion Process over a Rotating UAV Propeller [C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [16] Liu Y, Li L, Ning Z, et al. Experimental Investigation on the Dynamic Icing Process over a Rotating Propeller Model[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(4): 933–946.
- [17] Disotell K J, Peng D, Juliano T J, et al. Single-Shot Temperature and Pressure-Sensitive Paint Measurements on an Unsteady Helicopter Blade[J]. *Experiments in Fluids*, 2014, 55(2).
- [18] Yorita D, Asai K, Klein C, et al. Transition Detection on Rotating Propeller Blades by Means of Temperature Sensitive Paint[C]. *Nashville: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012.
- [19] 杨晨. 压气机转子叶片表面温度测试[J]. 测控技术, 2004, 23(1): 3–4.
- [20] 卢艳辉, 梅庆, 雷沫枝, 等. 高转速压气机转子叶片的动应力测试与动力学设计评估[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1398–1403. (LU Yan-hui, MEI Qing, LEI Mo-zhi, et al. Vibration Stress Test and Dynamical Evaluation for High Rotational Speed Compressor Blades Through Numerical and Experimental Method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(10): 1398–1403.)
- [21] GJB2232–1994. 飞机螺旋桨系统通用规范[S]. 国家军用标准, 中国航空综合技术研究所, 1994.
- [22] ISO-12494, 2001. Atmospheric Icing of Structures[S]. *ISO Copyright Office, Geneva, Switzerland*.
- [23] Richert F. Is Rotorcraft Icing Knowledge Transferable to Wind Turbines [C]. *Saariselkä: BOREAS III. FMI*, 1996.

(编辑: 张贺)