

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.010

基于电加热膜防冰设计方案的分流环表面换热特性 试验研究

闫怀喜¹, 李 斯², 杨 军¹, 张洁珊¹, 朱东宇², 张付昆²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241; 2. 中国航空工业空气动力研究院, 沈阳 110034)

摘要: 分流环表面换热特性对提升防冰设计效能至关重要。针对传统热气防冰方案中试验件与试验方案系统复杂、成本高昂等问题, 本文提出了一种新型电加热膜防冰设计方案的分流环表面换热系数的试验方法。根据能量守恒定律, 推导出分流环表面换热系数理论公式。试验研究了不同俯仰角、速度、液态水含量(Liquid water content, LWC)以及水滴中位体积直径(Median volumetric diameter, MVD)等对分流环表面换热特性的影响。试验结果表明: 前缘区域换热系数随俯仰角先增大后降低, 25°俯仰角是明显的转折点; 相同喷雾条件下的前缘区域、下表面区域的平均换热系数约是干空气条件下的3倍; 分流环前缘的换热系数明显大于上、下表面的换热系数。

关键词: 换热特性; 分流环; 电加热膜; 防冰; 传热计算; 风洞试验

中图分类号: V321.229

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)02-0249-09

Experimental Study on Surface Heat Transfer Characteristics of Split Ring Based on Anti-icing Design Scheme of Electric Heating Film

YAN Huaixi¹, LI Si², YANG Jun¹, ZHANG Jieshan¹, ZHU Dongyu², ZHANG Fukun²

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China; 2. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China)

Abstract: The surface heat transfer characteristics of the split ring is very important to improve the efficiency of anti-icing design. In view of the complexity and high cost of the test rig in the traditional hot gas anti-icing scheme, this paper puts forward a new type of electric heating film anti-icing design scheme. According to the law of energy conservation, the theoretical formula of surface heat transfer coefficient of split ring is deduced. The influences of different pitch angle, velocity, liquid water content(LWC) and median volumetric diameter (MVD) on the surface heat transfer characteristics of the split ring are experimentally researched. The experimental results show that the heat transfer coefficient in the leading edge region first increases and then decreases with the pitch angle, and the 25° pitch angle is an obvious turning point. Under the same conditions, the average heat transfer coefficient of the leading edge and the lower surface under the spray condition is about 3 times that under the dry air condition. The heat transfer coefficient of the leading edge of the split ring is significantly greater than those of the upper and lower surfaces.

Key words: heat transfer characteristics; split ring; electric heating film; anti-icing; heat transfer calculation; wind tunnel test

结冰严重威胁航空飞行安全, 它对航空发动机的正常工作会产生严重影响, 轻则引起功率或推力

收稿日期: 2022-04-13; 修订日期: 2022-07-29

通信作者: 闫怀喜, 男, 高级工程师, E-mail: nhyhx6660@163.com。

引用格式: 闫怀喜, 李斯, 杨军, 等. 基于电加热膜防冰设计方案的分流环表面换热特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 249-257. YAN Huaixi, LI Si, YANG Jun, et al. Experimental study on surface heat transfer characteristics of split ring based on anti-icing design scheme of electric heating film[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 249-257.

的损失,重则会因冰脱落导致叶片损伤甚至会造成发动机停车等严重后果^[1]。鉴于此,适航条例要求根据不同结冰工况开展结冰安全评估^[2]。在涡扇航空发动机进气系统中,分流环结构直接决定内外涵道的流通面积比,从而影响压气机进气流量。若分流环结冰,可能引发压气机喘振或推力明显降低,进而对发动机的安全与性能产生直接影响。因此,为了保证飞行安全以及满足防冰条款的要求,必须开展分流环防冰设计与精细化研究。

在航空发动机设计研发过程中,国内外专家对飞机防冰、分流环端部流场及发动机进气道等重点防冰区域开展了防冰设计与性能分析研究^[3-6]。同时围绕来流速度及液态水含量(Liquid water content, LWC)等主要影响因素对典型防冰表面的防冰开展了换热与温度场计算,研究指出来流速度越大,对流换热越剧烈,基本呈现正相关关系^[7-8]。液态水含量对热流、蒸发与对流换热的影响主要集中于水滴撞击区域^[9-10]。除此之外,文献[11]开展了航空发动机短舱防冰研究,获得发动机短舱的局部水收集系数、蒙皮表面温度的分布情况及各处溢流水量,并由此判定此防冰系统性能是否达到要求。文献[12]通过计算完全蒸发和湿状态下的热载荷,确定了发动机短舱防冰严酷状态及所需热流量。文献[13-17]围绕航空发动机进口支板的结冰危害与防护需要,开展了试验与仿真分析计算,分析了自由流静态温度、液态水含量和防冰热风质量流量对防冰系统性能的影响,获得了支板等典型区域的换热特性与温度场计算方法。除了热气防冰技术之外,文献[18-20]在叶片与支板的电加热防冰试验技术方面开闸了相关研究与应用,电加热系统具有提供热气防冰热量同等的效果,为本文开展试验技术研究提供了基础支撑。文献[21]采用试验与仿真相结合的方法,研究了分流环结冰与结冰预测仿真。文献[22]研究了大跨度粒径过冷大水滴(Supercooled large droplet, SLD)(0~1 500 μm)中两个重要因素,即粒径效应和过冷度影响结冰的机理,从理论上建立了过冷度传热影响的机制,同时建立了新机理下的结冰速率表达式以及冲击传热的水滴模型,并已在中国产民机 ARJ21、C919上投入使用。文献[23]基于表面温度的定量测量,将非定常传热过程导入理论传热模型,估算出结冰机翼/机翼表面的对流传热系数。文献[24]从实验和理论两方面研究发现大接触面积和初始热流密度的耦合作用促进了过冷水液滴凝固过程中潜热的扩散,提出了一种新型扩散增强结冰理论,更好地预测了过冷水液滴撞击的结冰速率。文献[25]针对某小型航空发动机锥体防冰系统设

计了一种热风膜加热方法,在结冰风洞中进行了不同结冰条件和热空气参数下的结冰实验,实现了热风膜防冰方法对锥体前缘的有效防冰。上述这些研究成果,从理论层面较好地完善了结冰表面的传热模型,在结冰、防冰的机理与试验研究方面也都积累了数据和经验方法。本文将相关方法引用到分流环防冰设计与研究的实际型号应用中,为后续精细化设计与适航取证提供试验数据参考。

热气防冰系统是某型号发动机的实际构型,若在试验研究中选用它,需要专门建立热气供应与管路系统等,高昂的试验成本、较长的时间周期及繁琐的设备改造,都是制约工程类试验研究的因素。为了克服以上难点并提升试验效率,本文针对实际工程设计中的难点问题,提出了一种等效的电加热膜方法替代热气防冰方式,简化了试验设备、试验件与试验方法。同时,围绕分流环防冰设计的需要,采用冰风洞试验,分别设计了干空气及喷雾条件下的换热特性研究试验,获得了不同俯仰角、来流速度、LWC与水滴中位体积直径(Median volumetric diameter, MVD)等条件下,分流环表面典型区域的温度分布,计算获得分流环前缘、上表面与下表面典型区域的换热系数。

1 问题描述

本节首先重点介绍了新型电加热膜防冰设计方案中分流环结构细节,测点布置方案,以及工程设计与试验对换热特性研究的具体需求。在此基础上,理论推导分流环换热系数公式。

1.1 分流环换热结构模型

分流环是涡扇发动机风扇后的重要组件,其结构示意图如图1所示。进气气流流过风扇后,在图1红色虚框中的分流环处分流。其中,大部分气流经外涵支板,从外涵排出;一小部分气流经增压级与内涵支板,从内涵流出,进入高压压气机。某型

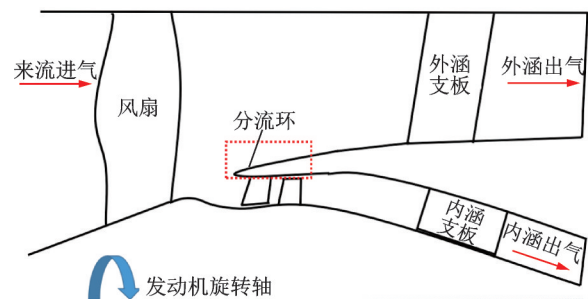


图1 某型号商用航空发动机分流环位置与结构示意图(个别结构有删减)

Fig.1 Schematic diagram of position and structure of split ring for a type of commercial aviation engine (Some structures are deleted)

号商用航空发动机的分流环采用热气防冰形式,对流换热系数直接取决于防冰热力需求,即防冰引气量,需要开展试验深入研究其特性与规律,提升设计精度。

为了实现相同的加热作用,本文提出了电加热膜代替热气加热方式,为分流环防冰提供热量。本模型主体由分流环结构、基座、支杆3部分组成,模型结构如图2所示。分流环下表面半径为505 mm,壁厚为2 mm,前缘内表面为一个半径为5 mm的圆弧段。模型支撑系统为攻角 20° 预偏支杆,连接试验段弯道,自动变换试验俯仰角状态。电加热膜布置于分流环外表面,加热功率 40 kW/m^2 ,厚度不超过0.2 mm,单片额定电压220 V,使用温度范围为 $-40\sim 130^\circ\text{C}$ 。电加热膜为试验件提供防冰热量,在换热过程中,实现温度平衡,进而根据换热机理,计算获得分流环表面换热系数,为防冰设计提供边界条件数据。

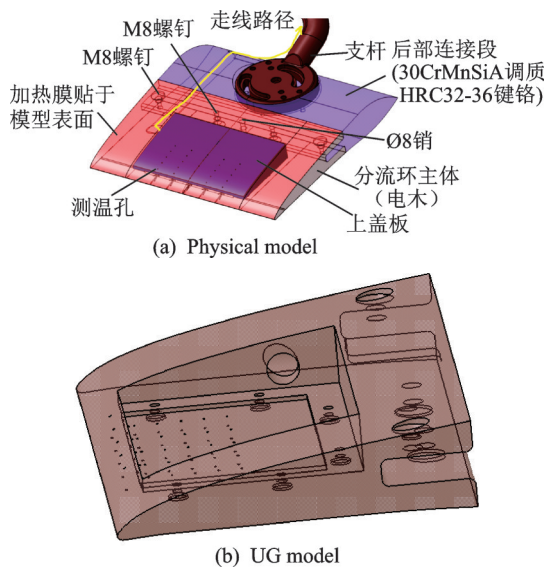


图2 分流环三维模型装配图与主体结构(含空腔)

Fig.2 Assembly drawing and main structure (including cavity) of 3-D model of split ring

为布置热电偶与信号线,分流环和基座的内部均为空腔,壁厚2 mm,内表面与基座粘贴加热膜用于防止结冰。试验件的主体材料为电木(电木导热系数实测值为 $0.15\pm 0.01 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$,导热系数极小,热量忽略不计),外表面粘贴加热膜,有利于温度快速稳定与周向温度评估。分流环测温段周向设置5排壁面温度测点,每个截面前缘1个点,分流环上下表面各6个点,每个点之间的轴向距离为10 mm,测点示意图与分流环二维剖面图如图3所示。图3二维剖面图中,编号1~6的测点区域为分流环上表面区域,测点7为前缘点,编号8~13的测点区域为分流环下表面区域。

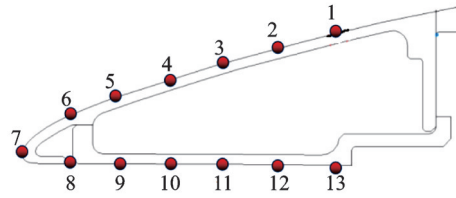


图3 温度测点位置示意图与二维剖面图

Fig.3 Schematic diagram and 2-D profile of temperature measurement point location

1.2 分流环换热系数公式

本文通过试验获得分流环表面温度,采用能量守恒原理,推导计算出分流环表面热负荷与表面换热系数。电加热膜释放出的热量与分流环散发出的热量相等,推导出换热系数计算公式^[26],并根据公式的需要,试验获得各相关参数值。

分流环表面壁温测点温度稳定(60 s以上)后,计算各个测点温度的平均值,电加热功率取该稳定时段的平均值。公式推导计算的换热系数与功率输入及测点温度直接相关,根据能量守恒定律,在整个系统内部热流接近稳态时,热量公式简化为

$$Q_t = Q_h + Q_r + Q_c \quad (1)$$

式中: Q_r 为蒙皮表面对洞体和环境的热辐射; Q_h 为表面温差造成的表面横向热传导; Q_c 为风洞气流的强制对流换热。选取微元区域 dS 为研究对象,根据热量计算公式可得

$$Q_r = \varepsilon \sigma dS (T_w^4 - T_{wt}^4) \quad (2)$$

$$Q_h = \lambda dS (T_w|_1 - T_w|_2) / \delta \quad (3)$$

$$Q_c = h dS (T_w - T_\infty) \quad (4)$$

$$Q_t = UI - \Delta P \quad (5)$$

式中: UI 为电加热膜的电压电流之积,即输入功率; ε 为加热膜表面发射率,加热膜厂家给定值0.4; σ 为黑体辐射常数 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/(m}^2\cdot\text{K}^4)$; T_w 为加热膜表面温度,即测点温度; T_∞ 为来流静温; T_{wt} 为风洞洞壁温度,试验时记录。

将微元区域 dS 积分,获得换热总面积,式(1~5)联立求解对流换热系数为

$$h = \frac{UI - \Delta P}{S_{\text{总}}} - \frac{\varepsilon \sigma (T_w^4 - T_{wt}^4) - \lambda (T_w|_1 - T_w|_2) / \delta}{T_w - T_\infty} \quad (6)$$

式中: $S_{\text{总}}=0.0795 \text{ m}^2$ 为加热膜总面积之和,其中上表面总面积为 0.03525 m^2 、前缘总面积为 0.00875 m^2 、下表面总面积为 0.0355 m^2 ; ΔP 为线路功率损失值,实测阻值 1Ω ,可根据试验实时记录的电流计算获得线路功率损失值。

由于试验件模型的材质为电木,电木导热性差,在试验过程中,表面温差造成的表面横向热传

导基本为0,故式(6)简化为

$$h = \frac{UI - \Delta P}{S_{\text{总}}(T_w - T_{\infty})} - \varepsilon\sigma(T_w^4 - T_{\text{wt}}^4) \quad (7)$$

由式(7)可知,在其他参数相同的条件下,测点温度 T_w 越高,对应 h 值越小;反之, h 值越大。本文所有的换热系数 h 采用 h_0 参数(常数)进行了归一化,下文所有换热系数 h 均为无量纲数 H/h_0 。

2 试验方案

2.1 风洞条件

本研究依托中国航空工业空气动力研究院FL-61风洞完成。该风洞是一座亚、跨、超三声速连续式风洞,试验段横截面尺寸为 $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$,试验段全长为 2.7 m ,具备满足CCAR25部附录C结冰条件要求的性能指标^[27]。FL-61风洞的结构如图4所示。

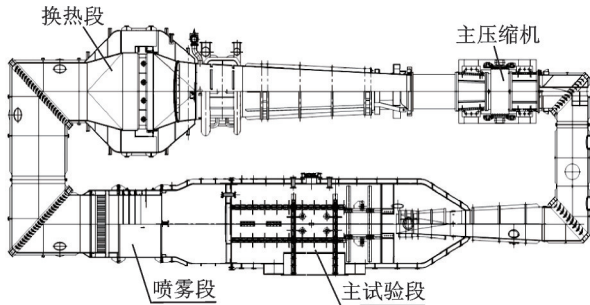


图4 FL-61风洞结构图

Fig.4 Structure diagram of FL-61 wind tunnel

2.2 试验条件

本文分别开展了干空气条件与喷雾条件下的换热特性试验研究。干空气条件下,分别研究俯仰角的变化、来流速度的变化对换热系数的影响,工况参数见表1。喷雾条件下,分别研究俯仰角变化、来流速度变化、液态水含量变化与水滴直径变化对换热系数的影响,工况参数见表2。在试验过程中,温度测量精度可达到 $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$,MVD控制精度 $\pm 15\%$,LWC控制精度 $\pm 20\%$,满足美国汽车工程师学会SAE ARP5905-2003结冰风洞的校准和验收标准要求^[28]。

表1 干空气条件下工况参数

Table 1 Operating condition parameters in dry air

控制参数	来流速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	来流 静温/ $^{\circ}\text{C}$	静压/ Pa	俯仰角(迎 气流方向, 使模型抬头 为正)/ $(^{\circ})$
俯仰角/ $(^{\circ})$	100	-13.2	57 180	20
	100	-13.2	57 180	10
	100	-13.2	57 180	15
	100	-13.2	57 180	25
	100	-13.2	57 180	30
来流速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	100	-13.2	57 180	20
	80	-13.2	57 180	20
	50	-13.2	57 180	20
	150	-13.2	57 180	20
	120	-13.2	57 180	20

表2 喷雾条件下工况参数

Table 2 Operating condition parameters in spray conditions

控制参数	来流速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	来流静温/ $^{\circ}\text{C}$	静压/ Pa	俯仰角/ $(^{\circ})$	MVD/ μm	LWC/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-3})$
俯仰角/ $(^{\circ})$	100	-13.2	57 180	20	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	10	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	15	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	25	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	30	19.4	1.050
来流速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	80	-13.2	57 180	20	19.9	1.130
	100	-13.2	57 180	20	20.8	1.600
	50	-13.2	57 180	20	18.4	1.180
MVD/ μm	120	-13.2	57 180	20	19.3	1.050
	100	-13.2	57 180	20	18.2	0.980
	100	-13.2	57 180	20	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	20	26.5	1.010
LWC/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-3})$	100	-13.2	57 180	20	29.7	0.940
	100	-13.2	57 180	20	19.4	1.050
	100	-13.2	57 180	20	22.3	2.270
	100	-13.2	57 180	20	18.5	0.520
	100	-13.2	57 180	20	20.8	1.600

2.3 测量方法

本次试验主要使用了FL-61风洞的测控系统、喷雾测量系统、PXI温度采集系统及摄像系统等。

测量精度主要有:姿态角控制系统定位精度 $\pm 3'$,温度测量传感器测量精度 $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$,功率控制误差 $\pm 5\%$ 调节试验结果分析。试验过程中,干空气条

件下分流环表面换热系数测量方法与喷雾条件的测量方法稍有不同,简介如下:

(1) 干空气条件下,分流环表面换热系数测量试验方法

开启电加热防冰系统,调节分流环表面加热膜温度,稳定在 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之后,记录加热功率值。开启PXI温度采集系统实时记录测量区域表面温度,如果 60 s 之内前缘测温点温度的极值差在 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,则判别稳定,记录此段时间内的加热功率、各测点温度及稳定时间等,然后计算各个参数的平均值。

(2) 喷雾条件下,分流环表面换热系数测量试验方法

喷雾条件的试验需要以干空气试验为基础,在干空气条件下,试验件温度与风洞参数均稳定 30 s 之后正式开启喷雾,实时记录模型表面温度。喷雾一段时间后,模型表面温度变化趋于稳定,如果 60 s 之内前缘测温点温度的极值差在 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,则判别稳定,记录此段时间内的加热功率、各测点温度及稳定时间等,然后计算各个参数的平均值。

在喷雾试验过程中需密切关注水膜流动,以及模型表面可能出现的结冰情况。一旦试验件表面结冰,需要提高加热功率除冰。

3 试验结果分析

本文试验研究分为干空气条件与喷雾条件两种典型的工况,分别获得了分流环表面典型区域的温度值,计算出对流换热系数,对比分析了分流环前缘、上表面与下表面等重要区域的换热系数的数值与规律特性。

3.1 干空气条件下的试验结果分析

3.1.1 俯仰角对干空气条件换热特性的影响

其他来流条件相同, 10° 、 15° 、 20° 、 25° 、 30° 俯仰角对应的换热系数如图5所示,上表面、下表面与前缘点的位置区域参照图3的相关说明(下同)。对于前缘点,俯仰角变化对换热的影响较小,当俯仰角大于 25° 时,换热系数急剧下降。究其原因,俯仰角变化使驻点向下表面移动,负压峰值位置向前缘测温点位置移动,由于流动表面压力变化引起的速度变化并不明显,因此换热系数变化也较小;而当俯仰角大于 25° 时,换热系数出现急剧下降,结合试验前开展的CFD流场计算结果,这是由于前缘位置附近发生流动分离,气流速度急剧下降。上表面换热系数随俯仰角的变化较大,这与分流环上表面的曲面结构形式密切相关。下表面由于整体结构接近于圆弧曲面,表面流动基本不发生分离,流动换热作用弱,从而换热系数也较小。综合分析可

知,干空气条件下,分流环各区域换热系数与俯仰角的关系由表面流动决定,分流环上表面与下表面的不同结构,在俯仰角变化时,引起分流环表面流场发生变化,进而影响换热系数的变化。

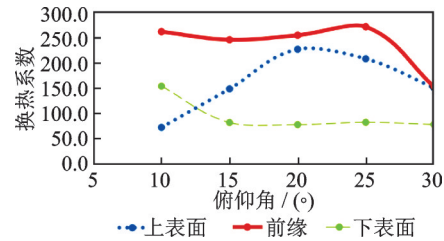


图5 干空气条件下俯仰角变化对换热系数的影响

Fig.5 Effect of pitch angle variation on heat transfer coefficient in dry air

3.1.2 速度对干空气条件换热特性的影响

其他来流条件相同, 50 、 80 、 100 、 120 、 150 m/s 的来流速度与换热系数关系曲线如图6所示,前缘与上表面的换热系数均与速度呈现较为明显的正相关关系。究其原因,分流环表面换热可近似认为与平板换热计算相同,来流速度增大,雷诺数也随之增大,分流环表面流动换热作用增强,气流带走的热量显著增加,与之直接对应的换热系数也呈现出逐渐增大的趋势。

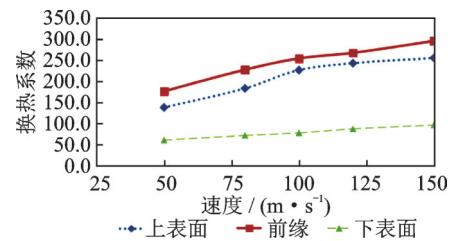


图6 干空气条件下速度变化对换热系数的影响

Fig.6 Effect of speed change on heat transfer coefficient in dry air

3.2 喷雾条件下换热特性影响试验

在干空气换热试验的基础上,开展喷雾条件下的换热特性试验。本试验采用的是稳态热流法,试验结果数据处理采用稳定时间范围内 30 s 以上的数据均值作为计算输入。在喷雾条件下,分流环表面换热量不仅有流动换热量,还有水的相变热量及水滴温升热量。

3.2.1 俯仰角对喷雾条件换热特性的影响

喷雾条件下,其他来流条件相同, 10° 、 15° 、 20° 、 25° 、 30° 俯仰角与换热系数的关系曲线如图7所示,由于喷雾条件下,液态水比热容远远大于空气比热容,喷雾条件的换热量与换热系数均远大于干空气。究其原因,前缘区域,气流受到分流环的阻碍,湍流强度大,换热剧烈且复杂,水收集系数显著高

于其他区域,流动换热与水蒸发带走的热量占主要热量的主要部分。对比图5和图7的数据可知,喷雾条件下的前缘换热系数数值,约为干空气条件下换热系数的3倍。进一步分析数据,可以发现,25°俯仰角是前缘区域换热系数发生明显变化的角度,该变化趋势与干空气的趋势对应一致。

分析上表面与下表面的换热量,可以看出,喷雾条件下,在小于25°角度范围时,上表面与下表面的换热系数基本保持一致,这主要是因为水滴蒸发与液膜换热占据此时的主要换热量,气流流动换热在分流环表面换热中的比重显著下降。在30°俯仰角时,分流环前缘与上表面的换热系数出现明显的下降,而下表面的换热系数出现明显的升高。分析原因,认为该俯仰角下,前缘测点与上表面测点已处于较明显的水滴遮蔽区,水撞击量降低后,表面蒸发与换热的热量少,测点温度高,换热系数对应降低。反之,下表面由于俯仰角的增大,水滴收集量增大,蒸发与换热量大,下表面温度降低,换热系数对应升高。

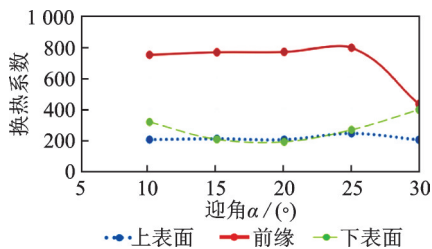


图7 喷雾条件下俯仰角对换热特性的影响

Fig.7 Effect of pitch angle on heat transfer coefficient under spray conditions

3.2.2 速度对喷雾条件换热特性的影响

喷雾条件下,其他来流条件相同,50、80、100、120 m/s的来流速度与换热系数关系曲线如图8所示。前缘区域,速度越大,换热作用越强,单位时间内水滴收集的绝对质量越大,蒸发换热量明显增大,从而换热系数也越大。进一步对比图6和图8可知,喷雾条件下,前缘的换热系数约是干空气换热系数的3倍,喷雾对前缘换热的影响非常显著。究其原因,前缘水收集系数呈现尖峰急剧增大的形态,前缘区域的水滴在蒸发与固液气换热作用下,带走的热量显著高于同等条件下干空气带走的热量,换热系数呈现的数值规律也对应一致。上表面由于存在明显的水滴遮蔽区,喷雾并没有明显增加表面换热量,对流换热仍然是主要的热量散发项,换热系数与干空气条件下换热系数基本一致。下表面由于水滴撞击量大,带走的热量主要有水滴蒸发热量与对流换热热量,与干空气条件下的换热系数对比,换热系数也约为3倍,这个规律与分流环

前缘的规律一致,但没有呈现出明显的随速度递增而递增的规律。这主要是由于在喷雾试验过程中,下表面存在溢流水,其后段也存在少量的结冰现象,这些都影响表面流动换热与温度测量值,进而影响换热系数。

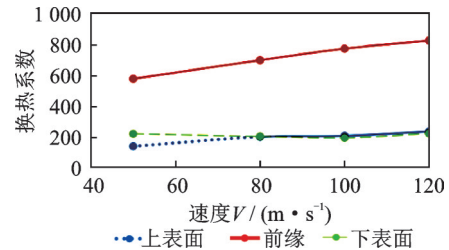


图8 喷雾条件下速度变化对换热系数的影响

Fig.8 Effect of speed change on heat transfer coefficient under spray conditions

3.2.3 液态水含量对换热特性的影响

喷雾条件下,其他来流条件相同,0.520、1.050、1.600、2.270 g/m³的LWC与换热系数的关系曲线如图9所示。在前缘区域,当LWC在1.600 g/m³以下时,LWC和换热量正相关,LWC增大则换热量增大,当LWC继续增大时,前缘与上下表面的换热系数呈现降低的趋势。这主要是由于LWC的大小直接影响了撞击到分流环上的水滴量,水滴收集量增加,水滴温度升高与蒸发所需的热量对应增加,换热系数对应增大。当LWC增加到一定程度后,前缘区域无法及时蒸发撞击捕获到的所有水滴,则水滴将向后溢流,此时,由于溢流水的存在,降低了表面换热效果,换热系数下降。

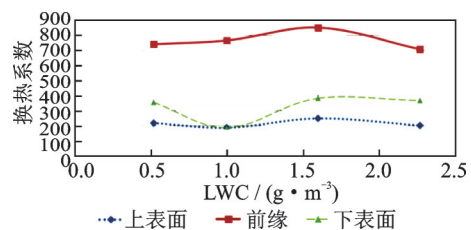


图9 喷雾条件下LWC变化对换热特性的影响

Fig.9 Effect of LWC variation on heat transfer coefficient under spray conditions

上表面换热系数基本维持不变,这主要是由俯仰角较大,水滴遮蔽效应导致的。下表面换热系数在LWC=1.050 g/m³时,出现明显的局部较小值,经确认,该工况在不同试验日开展两次重复性试验,试验数据基本一致。这主要是因为该工况下曾出现一定程度的溢流水与溢流冰现象,如图10所示。试验过程中,撞击到下表面的水滴没有完全蒸发,吸收热量少,溢流到分流环下表面后段结冰,放出热量。在结冰过程与结冰后,冰块阻碍气流动



图10 个别试验工况出现溢流冰现象

Fig.10 Overflow ice phenomenon occurred in individual test conditions

动,下表面气流流速降低,测点温度相对升高,对应计算出的换热系数变小。

3.2.4 MVD对换热特性的影响

喷雾条件下,其他来流条件相同,18.2、19.4、26.5、29.7 μm 的MVD与换热系数的关系曲线如图11所示。在18~30 μm 范围内,前缘、上表面各自的对流换热系数变化均不明显。这主要与液滴撞击到分流环前缘表面后,水滴形成水膜,水膜温升与蒸发需要的换热量和液滴质量有关,而液滴质量与MVD并无直接关系。上表面由于水滴遮蔽,换热系数基本与干空气条件下换热系数数值接近,没有呈现明显的变化趋势。唯一出现换热系数明显变化的是19.4 μm 工况下的下表面换热系数,此时换热系数比18.2 μm 与26.5 μm 工况均明显偏低,该工况与3.2节(3)中LWC=1.050 g/m^3 局部极小值为同一个工况点,原因与之相同。

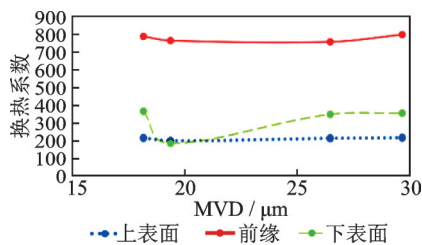


图11 喷雾条件下MVD变化对换热特性的影响

Fig.11 Effect of MVD variation on heat transfer coefficient under spray conditions

4 结 论

本文采用电加热代替热气防冰方法,试验分别获得了干空气条件与喷雾条件下的分流环温度数据,根据能量守恒定律,计算获得分流环表面平均换热系数,得出以下结论:

(1)干空气条件下,分流环换热系数随俯仰角变化呈现不同的规律:前缘的平均换热系数随俯仰角增大先增后降,25°是一个明显的分界点。分流环前缘、上表面与下表面的平均换热系数随速度增大均呈现单调递增规律。

(2)喷雾条件下,分流环前缘的换热系数随俯仰角变化规律与干空气的变化规律基本一致。分流环前缘、上表面与下表面的换热系数随速度增大均呈现单调递增规律。前缘与下表面区域,喷雾条件下的平均换热系数约是干空气条件下平均换热系数的3倍。

(3)喷雾条件下,分流环前缘的换热系数随液态含水量增大呈现先增加后降低的趋势,上表面与下表面未出现明显的单调趋势。分流环前缘、上表面与下表面的换热系数随MVD变化,未呈现明显的趋势变化。

本次试验获得了干湿空气条件下分流环表面换热特性的试验数据,为分流环防冰分析提供了换热系数数据基础,对校验分流环防冰设计具有参考作用,也有利于防冰仿真分析工具的校验与防冰分析方法的验证。后续将根据某商用航空发动机型号项目与适航取证的需要,进一步加强航空发动机进气系统典型部件的防冰设计与验证,强化工程实践应用。

参考文献:

- [1] 赖庆仁,柳庆林,郭龙,等.基于大型结冰风洞的航空发动机结冰与防冰试验技术[J].实验流体力学,2021,35(3):1-8.
LAI Qingren, LIU Qinglin, GUO Long, et al. Icing and anti-icing test technology of aero-engine based on large scale icing wing tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2021, 35(3): 1-8.
- [2] YI Xian, WANG Qiang, CHAI Congcong, et al. Prediction model of aircraft icing based on deep neural network[J]. Transactions of NanJing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 38(4): 535-544.
- [3] 常士楠,艾素霄,毕文明,等.飞机发动机进气道防冰系统的设计计算[J].北京航空航天大学学报,2007, 33(6): 649-652.
CHANG Shinan, AI Suxiao, BI Wenming, et al. Design and calculation for the anti-icing system of an aircraft engine let[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 649-652.
- [4] 刘波,王掩刚,高丽敏,等.分流环端部流场求解方法研究[J].机械科学与技术,2001,20(2):215-218.
LIU Bo, WANG Yangang, GAO Limin, et al. Investigation of flow-field around splitter lip in fan/compressor system[J]. Mechanical Science and Technology, 2001, 20(2): 215-218.
- [5] 徐佳佳.民用飞机发动机防冰性能指标定义与计算[J].科技视界,2017(9):273.
XU Jiajia. Definition and calculation of anti-icing performance indexes of civil aircraft engines[J]. Science

- & Technology Vision, 2017(9):273.
- [6] 常士楠, 杨波, 冷梦尧, 等. 飞机热气防冰系统研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1025-1034.
CHANG Shinan, YANG Bo, LENG Mengyao, et al. Study on bleed air anti-icing system of aircraft [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1025-1034.
- [7] 郑梅, 董威, 等. 来流速度对防冰表面溢流水流动换热的影响[J]. 空气动力学报, 2016, 34(3): 295-301.
ZHENG Mei, DONG Wei, ZHU Jianyun, et al. Influence of free stream velocity on runback water flow and heat transfer on anti-icing surfaces[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 295-301.
- [8] 郑梅, 朱剑鋈, 董威. 液态水含量对防冰表面水膜流动换热的影响[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 59-64.
ZHENG Mei, ZHU Jianjun, DONG Wei. Influence of liquid water content on flow and heat transfer of water film on anti-icing surfaces[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 59-64.
- [9] 杨秋明, 朱永峰, 刘清. 基于流-固耦合传热的热气防冰系统干空气飞行蒙皮温度场计算研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 721-724.
YANG Qiuming, ZHU Yongfeng, LIU Qing. Numerical study of skin temperature field on hot air anti-icing system in dry air flight based on fluid-solid coupled heat transfer[J]. Acta Aerodynamica Sinica. 2016, 34(6): 721-724.
- [10] 朱剑鋈, 董威. 防冰部件表面流动换热与温度计算分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 15-18, 24.
ZHU Jianjun, DONG Wei. Heat transfer analysis and temperature prediction of the anti-icing airfoil surface[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 15-18, 24.
- [11] 郁嘉, 赵柏阳, 卜雪琴, 等. 某型飞机发动机短舱热气防冰系统性能数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 302-307.
YU Jia, ZHAO Baiyang, BU Xueqin, et al. Numerical simulation of the performance of an engine nacelle hot-air anti-icing system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 302-307.
- [12] 朱永峰, 方玉峰, 封文春. 某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1326-1331.
ZHU Yongfeng, FANG Yufeng, FENG Wenchun. Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1326-1331.
- [13] 杨军, 娄德仓, 刘华. 发动机进口支板流动换热试验[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛论文集. 沈阳: [s.n.], 2014.
YANG Jun, LOU Decang, LIU Hua. Flow and heat transfer test of engine inlet support plate[C]// Proceedings of the 6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang: [s.n.], 2014.
- [14] 杨军, 张靖周, 郭文, 等. 航空发动机进口支板结冰和防冰试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 277-283.
YANG Jun, ZHANG Jingzhou, GUO Wen, et al. Experiment of anti-icing and icing on inlet strut of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 277-283.
- [15] 董威, 侯玉柱, 闵现花. 进口导向叶片热气防冰系统试验[J]. 上海交通大学学报, 2010, 44(11): 1579-1582.
DONG Wei, HOU Yuzhu, MIN Xianhua. Experimental study of hot air anti-icing system of inlet guide vane[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2010, 44(11): 1579-1582.
- [16] 马辉, 陈维建, 孟繁鑫, 等. 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1): 70-74.
MA Hui, CHEN Weijian, MENG Fanxin, et al. Improvement of hot-air anti-icing structure of engine inlet vane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(1): 70-74.
- [17] DONG W, ZHU J, ZHENG M, et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 38(5): 1-8.
- [18] 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.
LEI Guilin, ZHENG Mei, DONG Wei, et al. Test on electrothermal anti-icing of aero-engine inlet strut[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(8): 49-60.
- [19] 肖春华, 桂业伟, 杜雁霞, 等. 电热除冰传热特性的结冰风洞实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(2): 21-24.
XIAO Chunhua, GUI Yewei, DU Yanxia, et al. Experimental study on heat transfer characteristics of aircraft electrothermal deicing in icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(2): 21-24.
- [20] 熊建军, 郭龙, 王茂, 等. 旋转叶片电加热防冰系统设计与应用[J]. 测控技术, 2020, 39(9): 118-123.
XIONG Jianjun, GUO Long, WANG Mao, et al. Design and application of electric heating anti-icing system for rotating blades [J]. Measurement & Control Technology. 2020, 39(9): 118-123.
- [21] ZHENG Y, ZHANG F, WANG D, et al. Numerical and experimental study of ice accretion process and ice protection on turbo-fan engine splitter [C]//Proceedings of Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. [S.l.]: American Society of Mechanical Engineers, 2019.
- [22] ZHANG C, LIU H. Effect of drop size on the impact

- thermodynamics for supercooled large droplet in aircraft icing[J]. *Physics of Fluids*, 2016, 28(6): 062107.
- [23] YANG L, HUI H. An experimental investigation on the unsteady heat transfer process over an ice accreting airfoil surface[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 122: 707-718.
- [24] KONG Weiliang, WU Haocheng, BIAN Peixiang, et al. A diffusion-enhancing icing theory for the freezing transition of supercooled large water droplet in impact[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, 187: 122471.
- [25] DONG W, ZHU J, ZHENG M, et al. Thermal analysis and testing of nonrotating cone with hot-air anti-icing system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31, (3): 896-903.
- [26] 朱程香,付斌,孙志国,等. 风力机防冰热载荷计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(5): 701-706.
- ZHU Chengxiang, FU Bin, SUN Zhiguo, et al. Calculation of wind turbine anti-icing heat load[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(5): 701-706.
- [27] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[S]. [S.1.]: 中国民用航空局, 2011.
- Civil Aviation Administration of China. Chinese Civil Aviation Regulations Part 25: Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. [S.1.]: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [28] SAE. Calibration and acceptance of icing wind tunnels: SAE ARP5905[S]. [S.1.]: SAE, 2003.

(编辑: 孙静)