

短舱进气道热气防冰系统传热特性研究

秦娜, 冯丽娟, 尹金鸽, 郑梅

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 为了研究短舱笛形管热气防冰系统中防冰腔设计参数对进气道唇口表面传热特性的影响, 进行了不同设计参数下进气道防冰腔内外流域和固体域的耦合仿真传热计算。分析得出了不同射流孔孔径和射流孔到进气道前缘表面的距离等参数对进气道唇口表面的温度、对流换热系数和 Nusselt (Nu) 数分布的影响。分析结果表明: 射流孔直径和射流孔到唇口表面距离在一定的范围内, 进气道蒙皮表面温度和对流换热系数随射流孔直径的增大而升高, 随中间排射流孔到唇口表面距离的减小而升高。

关键词: 短舱进气道; 热气防冰系统; 笛形管设计参数; 传热特性

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)02-0274-08

Heat Transfer Characteristic Investigation of Nacelle Inlet Hot Air Anti-icing System

QIN Na, FENG Lijuan, YIN Jing, ZHENG Mei

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: To investigate the influence of design parameters of anti-icing chamber of hot air anti-icing systems of piccolo tube on heat transfer characteristics of inlet lip skin, coupled simulation of internal and external flow of anti-icing chamber and solid domain under different parameters are conducted. The impact of different design parameters such as hole diameter, vertical distance between holes and lip skin on temperature, convection heat transfer coefficient and Nusselt (Nu) number distribution of inlet lip skin lower surface are obtained. The results show that while the values of hole diameter and vertical distance between holes and lip skin are within a certain range, the temperature of inlet lip skin and convection heat transfer coefficient increase with the increase of jet hole diameter and with the decrease of distance between middle row holes and lip skin.

Key words: nacelle inlet; hot air anti-icing system; piccolo design parameter; heat transfer characteristics

发动机短舱进气道唇口的结冰会使得进气道流通面积减小, 造成压气机吸入空气量减少, 发动机推力下降, 甚至导致压气机的喘振。进气道唇口内的冰脱落甚至会打伤高速旋转的风扇或压气机叶片, 引起发动机的机械损伤, 造成灾难性的事故^[1]。因此, 短舱进气道防冰系统对发动机的安全运行尤为重要。

目前航空发动机短舱结冰防护的主要方法是

热气防冰。热气防冰中最常见的是传热效率较高的笛形管冲击射流防冰。短舱笛形管热气防冰系统从发动机高压压气机引气, 经过压力调节阀和流量调节阀, 进入进气道前缘的笛形管, 从笛形管上的小孔中流入防冰腔并以冲击射流的方式加热蒙皮前缘以达到防冰的目的。

笛形管防冰腔热冲击射流是一类典型的凹形靶面射流冲击问题, 大量研究表明, 射流孔的结构

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0010-0054)。

收稿日期: 2022-02-17; **修订日期:** 2022-07-30

通信作者: 秦娜, 女, 工程师, E-mail: qinna@acae.com.cn。

引用格式: 秦娜, 冯丽娟, 尹金鸽, 等. 短舱进气道热气防冰系统传热特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 274-281. QIN Na, FENG Lijuan, YIN Jing, et al. Heat Transfer characteristic investigation of nacelle inlet hot air anti-icing system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 274-281.

形式和靶板的曲率都对冲击射流的流动和换热特性有着重要影响。国外研究人员首先针对单孔冲击射流进行了大量机理试验研究。文献[2-3]研究了平板垂直冲击射流,并得出了冲击平板上传热特性与冲击射流参数的关系式,该研究中射流孔和冲击表面的距离 H 与孔径 d 的比值 $H/d \leq 12$ 。文献[4]通过试验研究了多孔冲击射流对曲面上传热特性的影响,发现当 $1\ 150 \leq Re \leq 5\ 500$ 时,最优距离比为 $3 \leq H/d \leq 5$ 。文献[5]研究了不同角度下冲击射流对曲面上传热特性的影响,获得了Nusselt数最大值与雷诺数、冲击角度、冲击距离和喷孔直径的关系。文献[6]针对机翼笛形管防冰系统,利用数值仿真方法和试验方法研究了不同的防冰腔结构设计参数对防冰效果的影响,同时考虑了笛形管位置 (x, y) 、射流孔角度、射流孔到蒙皮的距离等参数设计了24组笛形管结构,对比分析了这些结构参数对弦向横截面蒙皮表面温度分布的影响。文献[7]将Goldstein经验关系式应用于LEWICE软件的传热模型,完成了机翼表面传热特性的计算、后流冰的计算和防冰性能的评估。文献[8]以飞机缝翼笛形管防冰系统为研究对象,使用定量红外热成像技术图像化分析了多孔射流防冰系统的对流换热情况,成功复现了防冰腔凹面的热交换系数,这种技术所复现的结果与数值计算结果吻合较好。文献[9]提出了一种笛形管热气防冰优化方法,基于三维数值计算、降阶模型以及遗传算法对笛形管参数(喷射角、孔间距、射流孔到蒙皮的距离)进行了优化。文献[10]通过数值计算模拟了3种笛形管射流孔模式的工作效果,分析了不同三维孔分布模式对前缘蒙皮加热效果的影响。

国内相关研究中,文献[11]采用基于Kriging模型的优化方法,对选取的机翼热气防冰腔结构参数进行优化,从而提高了蒙皮在防冰区域的表面温度和换热系数,提高防冰效果。文献[12]针对某翼型研究了防冰腔几何参数(笛形管中心位置、射流孔角度、防冰腔隔板到前缘距离)对防护表面温度和防冰效率的影响。文献[13]采用数值模拟方法建立了不同管壁距、喷口喷射角度和喷孔排数的防冰腔结构,计算并分析了不同设计参数下防冰腔射流表面的传热性能。文献[14]通过改变微小防冰通道的换热结构和防冰排气方式提高了结冰区的防冰性能,提高了热气的利用效率。

由于国内外开展的不同设计参数下防冰腔传热特性研究主要针对机翼笛形管防冰系统,机翼笛形管防冰系统和短舱进气道笛形管防冰系统有一定差异,包括前缘蒙皮外形、前缘防冰区域范围以及射流孔到唇口的距离等参数。目前关于短舱进气道防冰腔设计优化缺少试验研究和相关的影响规律总结。

本文以短舱笛形管防冰系统为研究对象,开展了不同笛形管设计参数条件下进气道防冰表面温度和传热特性的研究,重点关注于笛形管设计参数对防冰下表面(主要防护区域)的防冰效果的影响评估和对比分析,为短舱笛形管防冰系统的优化设计提供数据支撑。

1 仿真计算

由于本文主要关注防冰腔结构设计参数对防冰腔传热特性的影响,物理模型中不考虑外部冷流中的过冷水滴撞击、壁面水膜累积和相变过程,即将外流视为单项低温空气。本文防冰腔内外流耦合仿真主要包括防冰腔内流域中的多孔冲击射流、内流域和唇口蒙皮内表面的对流换热、防冰腔外流域与蒙皮外表面的对流换热以及蒙皮固体域的热传导等物理过程。

1.1 防冰腔模型

由于进气道全环防冰腔的耦合传热计算网格量巨大且耦合计算速度缓慢,本文选取进气道全环4%的区域为研究对象。

进气道唇口蒙皮厚度为1.5 mm,笛形管三排圆形射流孔呈“钻石型”分布,上排孔和中间排孔的夹角 α 以及下排孔和中间排孔的夹角 β 都为 50° ,如图1所示。热气防冰腔的主要组成部分包括:笛形管、进气道蒙皮和隔板,如图2所示。不同防冰腔设计参数条件下的防冰腔构型如表1所示。表1中, $d_1 < d_2 < d_3$, $H_1 < H_2 < H_3 < H_4$,且 $d_3 - d_2 = d_2 - d_1$, $H_4 - H_3 = H_3 - H_2 = H_2 - H_1$ 选取射流孔直径 d 和中间排射流孔到前缘的射流距离 H 这两个参数作为设计变量, H/d 的范围为12.5~25,射流孔间距 Z_n 为不变量。

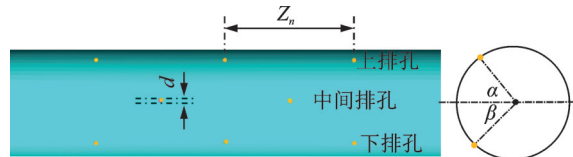


图1 笛形管上的射流孔分布

Fig.1 Hole distribution on piccolo tube

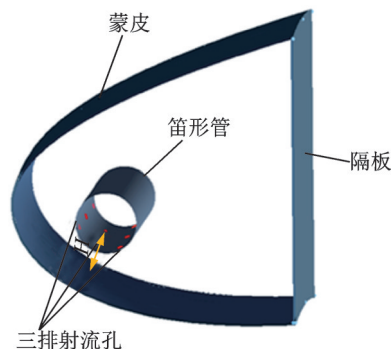


图2 防冰腔结构示意图

Fig.2 Structure sketch of anti-icing chamber

表1 不同防冰腔构型的设计参数组成

Table 1 Design parameter composition of different anti-icing chamber configurations

构型	d/mm	Z_n/mm	L/mm
1	d_1	Z_n	H_2
2	d_2	Z_n	H_2
3	d_3	Z_n	H_2
4	d_3	Z_n	H_1
5	d_3	Z_n	H_3
6	d_3	Z_n	H_4

为了便于后续仿真结果分析,在试验件蒙皮表面选取了6条曲线,如图3所示,6条曲线分别为:上排孔驻点连线、中间排孔驻点连线、下排孔驻点连线、 $Z=0$ m曲线、 $Z=0.03$ m曲线和 $Z=-0.03$ m曲线。3条驻点连接曲线分别经过不同射流孔在蒙皮表面的驻点,而 $Z=0$ m曲线、 $Z=0.03$ m曲线和 $Z=-0.03$ m曲线分别为 $Z=0$ m平面、 $Z=0.03$ m平面和 $Z=-0.03$ m平面与进气道蒙皮表面的交线。

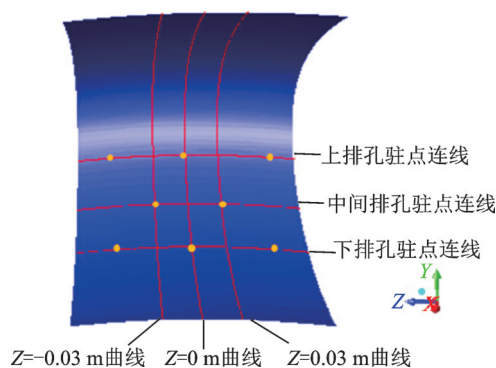


图3 蒙皮表面上选取的曲线

Fig.3 Curves selected on lip skin

1.2 计算网格

采用ICEM软件依次对表1所示的构型1~构型6的进气道防冰腔计算模型进行网格划分,共生成6套结构化网格,每套网格均包含进气道外部流场、防冰腔内部流场和蒙皮固体域。

为了计算内外流耦合传热过程,固体域和内外流域边界层网格节点分布应尽量保持一致。为了准确模拟进气道蒙皮内表面的对流换热,对固体壁面附面层的网格进行了局部加密处理,附面层第一层网格高度约为0.001 mm,保证壁面区无量纲法向距离 y^+ 与湍流模型相适应。图4、5分别为进气道防冰腔外流域网格和防冰腔内流域网格。6套结构化网格的网格质量均达到0.45以上,每套网格的网格数约为1 200万个,同时完成了网格无关性的验证。

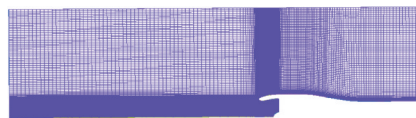


图4 防冰腔外流域网格

Fig.4 Grid of external fluid zone of anti-icing chamber

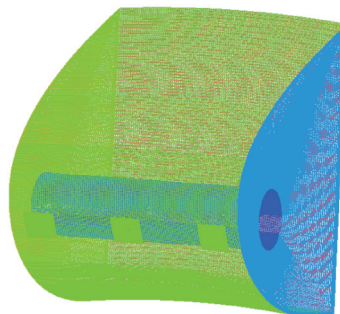


图5 防冰腔内流域网格

Fig.5 Grid of internal fluid zone of anti-icing chamber

1.3 边界条件

采用Fluent进行防冰腔内外流域和固体域的耦合仿真计算,边界条件设置如下:

(1) 笛形管射流孔选用压力入口边界,入口处压力为241 kPa,总温为555 K。

(2) 笛形管管壁为无滑移恒温壁面,进气道前缘的内外表面均为耦合壁面。

(3) 外流域的来流马赫数 Ma 为0.427,来流温度为263.5 K。

(4) 外流域和内流域的两侧端面设为对称面,外流域的其余边界设为压力远场。

(5) 风扇入口设为压力出口边界。

(6) 内外流域中的气体均为理想气体,固体域材料选用铝合金。

其中,笛形管射流参数和外流参数条件的选取来源于进气道防冰系统的某防冰工况条件。

计算时,选用密度基求解器,湍流模型为 $k-\omega$ SST模型。计算过程中同时监控流场残差曲线、表面温度以及射流孔质量流量等参数的变化曲线作为计算收敛的判断依据。

2 算例验证

选用经典设计构型(构型1)的试验结果与内外流耦合仿真计算结果进行对比分析,以验证计算方法的有效性。图6给出了 $Z=0.03$ m曲线上的温度分布对比结果。由图6可知:仿真结果和试验结果的蒙皮表面温度分布变化趋势一致,曲线上的温度峰值在蒙皮下表面,这是由于冲击射流及换热剧烈的区域集中于蒙皮下表面。蒙皮下表面温度的仿真数据和试验数据差异较小,最大温差仅5℃。

蒙皮上表面温度的仿真数据和试验数据差异相对较大,最大差异约 16°C 。由于本文主要关注的是防冰腔设计参数对冲击射流重点区域的传热特性影响,以上说明本仿真计算方法获得的蒙皮下表面(冲击射流重点区域)温度分布结果具备一定的可靠性。图中 T_0 为本文设定的温度基准数值。

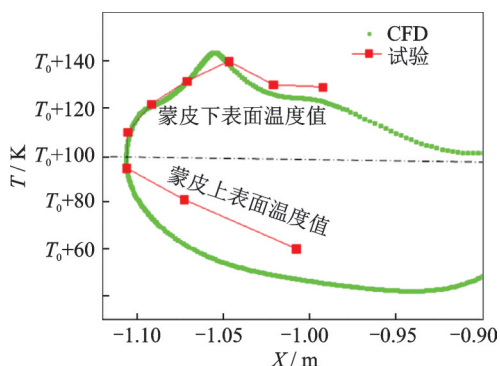


图6 试验与仿真温度结果对比

Fig.6 Comparison of experimental and simulated temperature results

3 结果与分析

3.1 射流孔直径影响

根据构型1~3的内外流耦合仿真计算,完成了不同的射流孔直径(d_1 、 d_2 、 d_3)条件下进气道蒙皮表面的温度分布和传热特性分布的对比。

图7为不同射流孔直径条件下防冰腔内流体在 $Z=0.03\text{ m}$ 平面上的速度云图。由图7可知:在构型1~3条件下,高温高压气体从射流孔入口喷射而出并达到音速流动。热气进入防冰腔后,将周围空气不断卷吸到射流中来,射流的宽度和直径逐渐增加,速度均匀的核心射流区域不断减小,当射流热气撞击到进气道蒙皮内表面后,热气沿蒙皮四周散开,形成了贴壁流动。

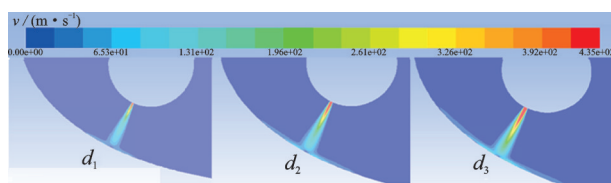


图7 防冰腔内流体在 $Z=0.03\text{ m}$ 平面上的速度云图

Fig.7 Velocity contours on plane of $Z=0.03\text{ m}$ of anti-icing chamber internal fluid zone

不同射流孔直径条件下进气道蒙皮表面的温度分布如图8所示。从图8可知:随着射流孔直径由 d_1 、 d_2 增至 d_3 ,进气道蒙皮表面温度整体显著升高。随着不同射流孔直径条件的增加, $Z=0\text{ m}$ 、 $Z=0.03\text{ m}$ 和 $Z=-0.03\text{ m}$ 曲线温度值变化情况如图9所示。由图9可以得出:不同射流孔直径条件下的

曲线上的温度变化趋势基本一致,3条曲线上的温度值都随着射流孔直径的逐渐增加而增大; $Z=-0.03\text{ m}$ 和 $Z=0.03\text{ m}$ 曲线上有明显的温度峰值,

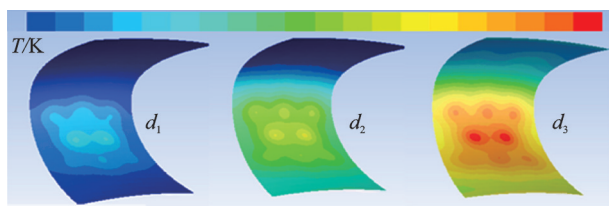
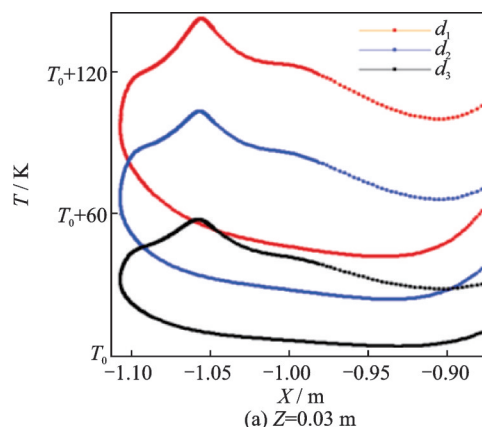
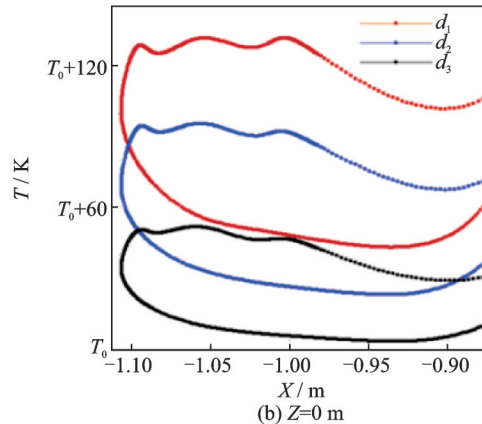


图8 不同射流孔直径下进气道蒙皮内表面的温度分布云图

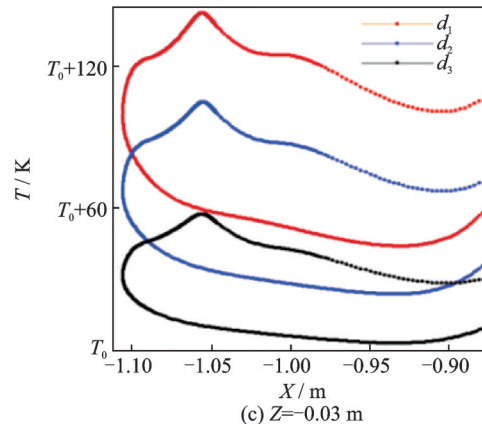
Fig.8 Temperature distribution contours on inner surface of inlet lip skin under different hole diameters



(a) $Z=0.03\text{ m}$



(b) $Z=0\text{ m}$



(c) $Z=-0.03\text{ m}$

图9 不同射流孔直径下 $Z=0.03\text{ m}$ 、 $Z=0\text{ m}$ 和 $Z=-0.03\text{ m}$ 曲线上的温度变化

Fig.9 Temperature variation on curves of $Z=0.03\text{ m}$ 、 $Z=0\text{ m}$ 和 $Z=-0.03\text{ m}$ under different hole diameters

随着射流孔的增加,温度峰值点的增幅最大,分别由 $T_0+60\text{ K}$ 、 $T_0+100\text{ K}$ 增至 $T_0+140\text{ K}$;在 $Z=0\text{ m}$ 曲线上,当 X 为 $-1.1\sim-1\text{ m}$ 时,此范围为高温区域,随着射流孔直径的增加,高温区域的平均温度分别由 $T_0+50\text{ K}$ 、 $T_0+95\text{ K}$ 增至 $T_0+127\text{ K}$ 。

不同射流孔直径条件下进气道蒙皮表面的对流换热系数 h 的分布和 Nu 的分布如图 10、11 所示。从图中可以看出:蒙皮内表面上的对流换热系数和 Nu 都呈现辐射状规律性分布,每个射流孔撞击的驻点位置处的对流换热系数和 Nu 最大,以射流驻点为中心,随着与驻点位置距离的增加,对流换热系数和 Nu 的数值逐渐减小。

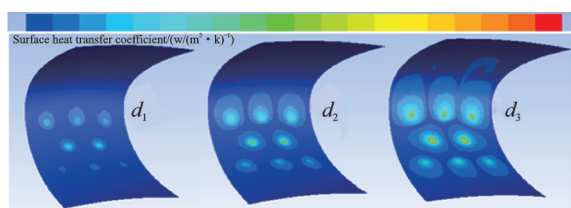


图 10 不同射流孔直径下进气道蒙皮内表面的对流换热系数分布云图

Fig.10 Heat transfer coefficient distribution contours on inner surface of inlet lip skin under different hole diameters

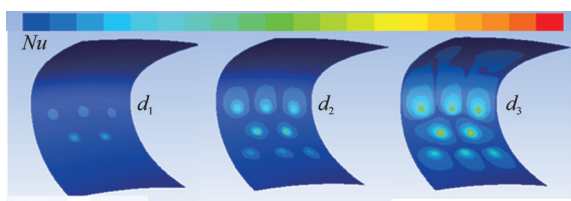


图 11 不同射流孔直径下进气道蒙皮内表面的 Nu 分布云图

Fig.11 Nu distribution contours on inner surface of inlet lip skin under different hole diameters

在不同射流孔直径条件下蒙皮表面射流撞击驻点连线上的对流换热系数变化和 Nu 变化如图 12、13 所示。从图 12、13 可知:射流撞击驻点连线上的对流换热系数和 Nu 呈波浪形变化趋势,射流驻点处的对流换热系数和 Nu 最大,处在波峰位置。随着曲线上的点与驻点位置的距离增加,对流换热系数和 Nu 逐渐减小。随着射流孔直径的增加,3条驻点连线上的进气道蒙皮表面的对流换热系数和 Nu 均逐渐增大,且驻点处的增幅最大。随着射流孔直径由 d_1 、 d_2 增至 d_3 ,上排孔驻点连线上的对流换热系数峰值由 $0.14h_0$ 、 $0.35h_0$ 增至 $0.57h_0$, Nu 峰值由 $0.1Nu_0$ 、 $0.32Nu_0$ 增至 $0.68Nu_0$,中间孔驻点连线上的对流换热系数峰值由 $0.27h_0$ 、 $0.6h_0$ 增至 $1.05h_0$, Nu 峰值由 $0.18Nu_0$ 、 $0.54Nu_0$ 增至 $1.18Nu_0$,下排孔驻点连线上的对流换热系数峰值由 $0.06h_0$ 、 $0.165h_0$ 增至 $0.31h_0$, Nu 峰值由 $0.06Nu_0$ 、 $0.16Nu_0$ 增至 $0.36Nu_0$,说明随着射流孔直径的增加,蒙皮内表

面和防冰腔内流域的对流换热更加剧烈,换热效果更加明显。与 T_0 类似, h_0 和 Nu_0 分别为本文为对流换热系数和 Nu 分别设定的基准数值。

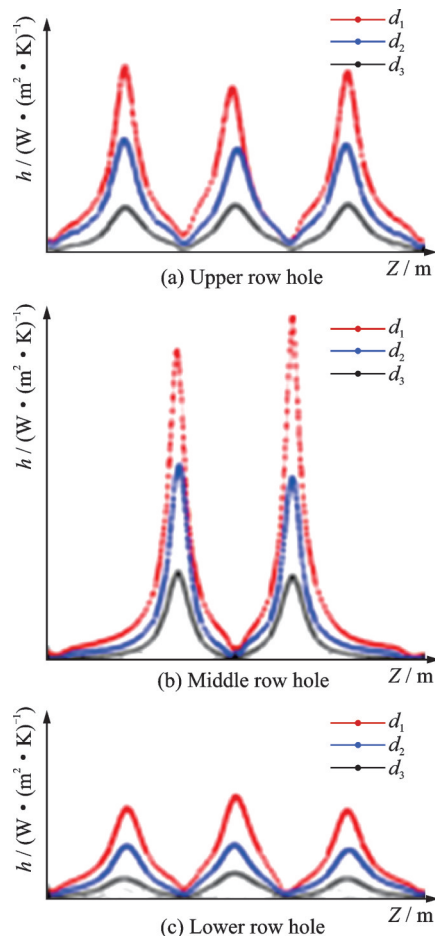
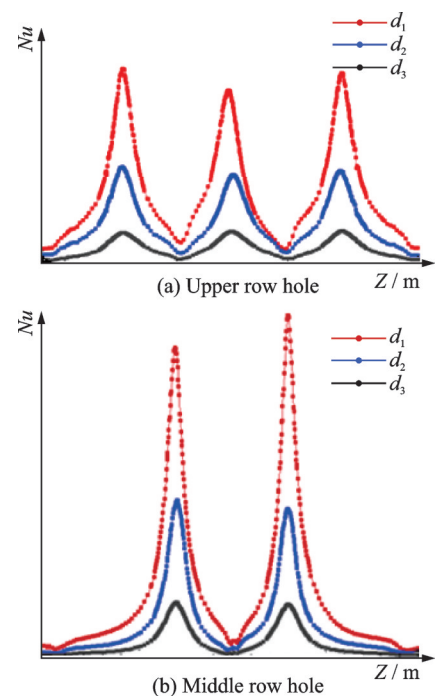


图 12 不同射流孔直径条件下射流驻点连线上的对流换热系数变化

Fig.12 Heat transfer coefficient distribution contours on impingement stagnation lines under different hole diameters



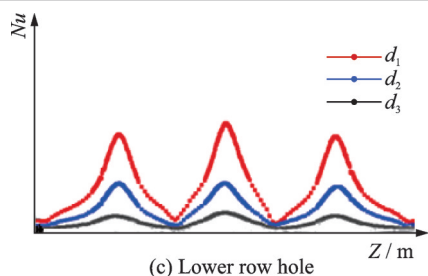


图 13 不同射流孔直径条件下射流驻点连线上的努赛尔数变化

Fig.13 Nu distribution contour on inner surface of inlet lip skin under different hole diameters on impingement stagnation lines under different hole diameters

3.2 射流孔到进气道唇口距离的影响

图 14 为构型 3~6 的(中间排射流孔到唇口距离依次为 H_2 、 H_1 、 H_3 、 H_4)进气道蒙皮表面的温度分布云图。随着射流孔到唇口距离的变化, $Z=0$ m、 $Z=0.03$ m 和 $Z=-0.03$ m 曲线上的温度值变化情况如图 15 所示。从图 14、15 可知:随着中间排射流孔到进气道前缘表面的距离由 H_4 、 H_3 、 H_2 减至 H_1 , 进气道蒙皮表面温度有所增加, $Z=0.03$ m 曲线上的温度峰值分别由 T_0+77 K、 T_0+94 K、 T_0+103 K 增至 T_0+112 K, $Z=-0.03$ m 曲线上的温度峰值分别由 T_0+76 K、 T_0+93 K、 T_0+103 K 增至 T_0+107 K, $Z=0$ m 曲线上的高温区域的平均温度分别由 T_0+58 K、 T_0+82 K、 T_0+90 K 增至 T_0+93 K。

在中间排射流孔到进气道表面不同距离条件下, 进气道蒙皮表面的对流换热系数分布和努赛尔数分布如图 16 所示。由图 16 可以知:随着中间排射流孔到蒙皮表面距离由 H_4 、 H_3 、 H_2 减至 H_1 , 蒙皮表面上的对流换热系数和 Nu 明显增大, 尤其是蒙皮表面的驻点位置处。

中间排孔射流撞击驻点连线上的对流换热系数变化和 Nu 变化如图 17 所示。随着中间排射流孔到蒙皮表面距离由 H_4 、 H_3 、 H_2 减至 H_1 , 连线上的对流换热系数和努赛尔数的有所增加, 驻点处的峰值增幅最大, 驻点处的对流换热系数峰值由

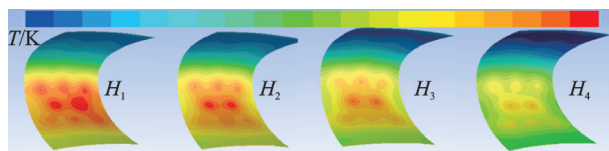
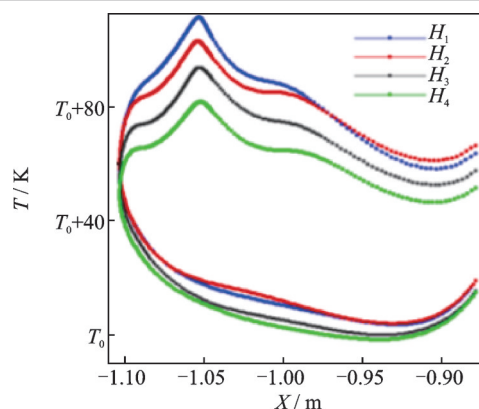
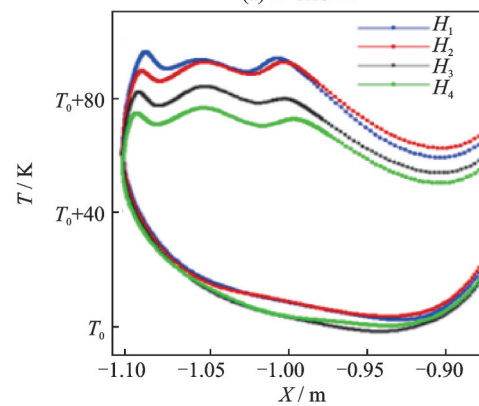


图 14 中间排射流孔到进气道表面不同距离条件下进气道蒙皮内表面温度分布云图

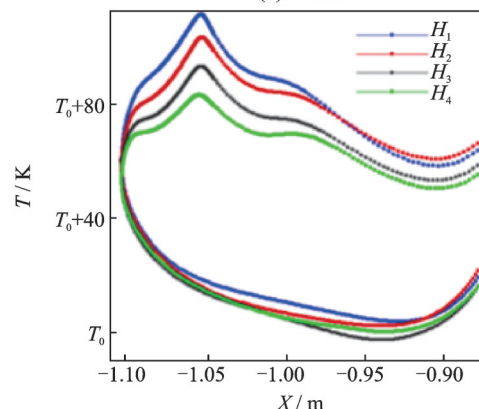
Fig.14 Temperature distribution contours on inner surface of inlet lip skin under different distances between middle row holes and inlet inner surface



(a) $Z=0.03$ m



(b) $Z=0$ m



(c) $Z=-0.03$ m

图 15 中间排射流孔到进气道表面不同距离条件下 $Z=0.03$ m、 $Z=0$ m 和 $Z=-0.03$ m 曲线上的温度变化

Fig.15 Temperature variation on curves of $Z=0.03$ m, $Z=0$ m and $Z=-0.03$ m under different distances between middle row holes and inlet inner surface

$0.55h_0$ 、 $0.82h_0$ 、 $1.05h_0$ 逐渐增至 $1.64h_0$, 驻点处的 Nu 峰值由 $0.68Nu_0$ 、 $0.94 Nu_0$ 、 $1.18 Nu_0$ 逐渐增至 $1.8 Nu_0$, 说明射流孔到进气道前缘表面距离 H 对蒙皮表面驻点位置处的换热系数影响最大, 随着曲线上的点与射流驻点位置之间的距离增加, 距离 H 对换热系数的影响迅速减弱至基本无影响。总的来说, 随着射流孔到唇口距离的减小, 蒙皮内表面的对流换热系数和换热效果有所增加, 蒙皮表面冲击射流驻点位置处的换热系数增幅最大, 蒙皮表面温度升高。

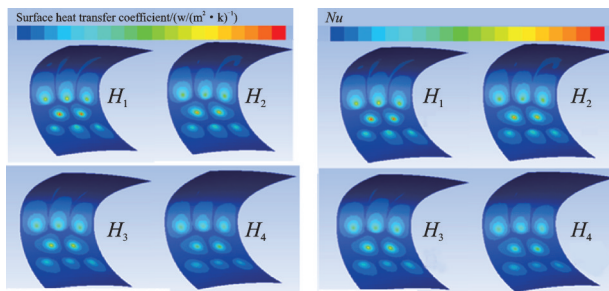


图16 中间排射流孔到唇口不同距离条件下进气道蒙皮内表面参数分布

Fig.16 Parameters distribution contours on inner surface of inlet lip skin under different distances between middle row holes and inlet inner surface

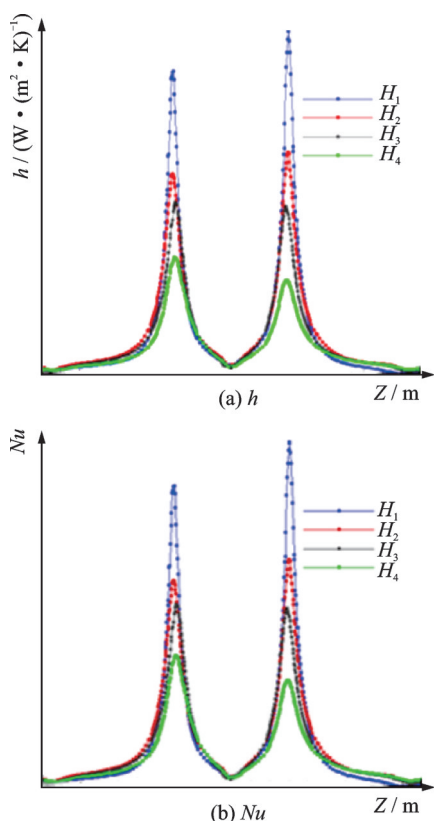


图17 中间排射流孔到唇口不同距离条件下中间排射流冲击驻点连线上的传热特性变化

Fig.17 Heat transfer characteristic distribution variation on impingement stagnation lines under different distances between middle row holes and inlet inner surface

3.3 仿真结果与经验关系式的对比

Matin通过研究获得的单孔平均换热系数与相关参数的关系式为^[2]

$$\overline{Nu} = \frac{2Re^{0.5} \left(1 + \frac{Re^{0.55}}{200}\right)^{0.5} \left(1 - 1.1 \frac{d}{r}\right) \frac{d}{r}}{1 + 0.1 \left(\frac{H}{d} - 6\right) \frac{d}{r}} Pr^{0.42} \quad (1)$$

式中: H/d 为孔到冲击面上的距离与孔直径的比值; r 为距离射流几何中心的径向距离; Pr 为普朗

特数。式(1)适用范围为 $2 \leq H/d \leq 12$, $2.5 \leq r/d \leq 7.5$, $2\,000 \leq Re \leq 40\,000$ 。

Goldstein建立的单孔冲击射流的平均换热系数的关系式为^[3]

$$\overline{Nu} = \frac{24 - \left| \frac{H}{d} - 7.75 \right|}{533 + 44 \left(\frac{r}{d} \right)^{1.285}} Re^{0.76} \quad (2)$$

式(2)的适用范围为: $2 \leq H/d \leq 12$, $61\,000 \leq Re \leq 124\,000$ 。

针对构型1的中间排射流孔,其构型参数及流动状态参数如下: $H/d=15$, $Re=85\,000$ 。将本文构型1条件下中间排射流孔对应蒙皮表面的平均 Nu 分布与经验公式^[2-3]进行比较得到如图18所示曲线。从图中可以看出,本文的仿真结果与Goldstein经验关系式较为吻合,随着 r 的增加,平均 Nu 呈现大致相同的变化趋势。

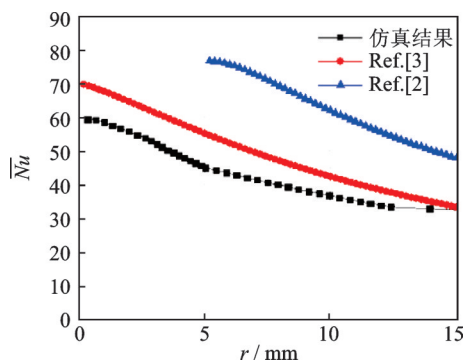


图18 构型1条件下平均 Nu 仿真结果与经验公式对比

图18 Comparison of average Nusselt number between simulation results of configuration1 and formula

虽然本文的研究对象进气道前缘表面为曲面,但是防冰腔构型的中间排射流孔的射流方向与冲击表面的夹角为 90° ,此时曲面对射流孔冲击换热系数分布的影响较小,可以与平板上的冲击换热分布进行对比参照。构型1中的 H/d 略微超出Goldstein经验公式中 H/d 的适用范围,但Goldstein经验公式中 Re 适用范围与构型1一致,换热系数具备一定的可比性。本文中的换热系数结果可为后续类似 H/d 范围条件下曲面上的换热系数分布提供参考。

4 结 论

本文以短舱进气道笛形管防冰系统为研究对象,进行了不同防冰腔设计参数下射流孔的冲击射流计算和防冰腔内外流的耦合仿真模拟,针对射流孔孔径 d 和射流孔到进气道前缘表面的距离 H 对进气道唇口表面(尤其是唇口蒙皮下表面)换热特

性的影响进行了研究,得出以下结论:

(1)随着射流孔直径的增大,进气道蒙皮表面温度显著升高,蒙皮内表面和防冰腔内流域的对流换热更加剧烈,换热效果更加明显。

(2)随着射流孔到进气道唇口的距离逐渐减小,进气道蒙皮表面温度明显增加,高温区域范围明显增加,蒙皮表面射流驻点位置的对流换热系数和努赛尔数明显增大,整体对流换热强度增加。

(3)通过与试验结果和经验公式的对比,可以确定仿真计算的温度分布和换热系数分布结果具有一定的可靠性。

(4)通过仿真结果获取各个参数下短舱笛形管防冰系统的传热特性变化和防冰腔性能变化,对短舱防冰系统的优化设计有重大意义。

参考文献:

- [1] 林贵平,卜雪琴,申晓斌,等.飞机结冰与防冰技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2016.
LIN Guiping, BU Xueqin, SHEN Xiaobin, et al. Aircraft icing and anti-icing technology[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press 2016.
- [2] MARTIN H. Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces[J]. Advances in Heat Transfer, 1977, 13:1-60.
- [3] GOLDSTEIN R J, BEHBAHANI A I, HEPPELMANN K K. Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 1986, 29(8):1227-1235.
- [4] METZGER D E. Impingement cooling of concave surfaces with lines of circular air jets[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1969, 91(3): 149-158.
- [5] TAWFEK A A. Heat transfer studies of the oblique impingement of round jets upon a curved surface[J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 38(6):467-475.
- [6] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Parametric investigation of a bleed air ice protection system[C]// Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2007.
- [7] WRIGHT W B. An evaluation of jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application [C]// Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [8] PLANQUART P, BORRE G V, BUCHLIN J M. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system[C]//Proceedings of the 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: [s.n.], 2005.
- [9] PELLISSIER M P C, HABASHI W G, PUEYO A. Optimaiztion via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2012, 48(1): 265-276..
- [10] RIGBY D. Numerical investigation of hole pattern effect on piccolo tube anti-icing [C]// Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2013.
- [11] 吴雪峰,李荣嘉,张大林.热气防冰腔优化设计[J].江苏航空,2017(3): 25-28.
WU Xuefeng, LI Rongjia, ZHANG Dalin. The optimization of hot air anti-icing chamber design[J]. Jiangsu Aviation, 2017(3): 25-28.
- [12] 周玉洁.热气腔结构的优化设计与数值模拟[D].南京:南京航空航天大学,2010.
ZHOU YuJie. Optimal design and numerical simulation of the hot air cavity structure [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [13] 彭珑,卜雪琴,林贵平,等.热气腔结构参数对其性能影响研究[J].空气动力学报,2014,32(6):848-853.
PENG Long, BU Xueqin, LIN Guiping, et al. The impact study of the hot air cavity structure parameters on performance[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6):848-853.
- [14] 马辉.发动机复合材料导向叶片防冰性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
MA Hui. Investigation of engine composite guide vanes on anti-icing performance [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

(编辑:孙静)