

航空发动机帽罩热气膜防冰的加热特性

柯 鹏¹, 杨慧贇¹, 王俊凯², 杨春信²

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院

飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对复合材料帽罩采用的一种热气膜防冰系统, 采用计算流体力学方法研究了其内部冲击换热和外部气膜加热效果。发展了二维轴对称计算方法并与全三维计算结果进行了对比, 搭建了热气吹风实验台, 利用红外测温仪和热电偶测量帽罩温度, 验证了数值计算方法。全面研究了不同射流雷诺数、相对冲击距和气膜缝结构参数对热气加热特性的影响, 结果表明: 增大射流雷诺数有利于提高内部冲击换热效果和外部气膜加热效果; 最佳相对冲击距随射流雷诺数的增大而增大, 射流雷诺数为 10 000~40 000 范围内最佳相对冲击距在 5~8 内取得; 气膜射流能大幅提高缝后外壁面温度, 加热效率与气膜缝宽和位置有关, 前缘开设的气膜缝还会提升前缘冲击换热效果。

关 键 词: 防冰; 帽罩; 计算流体力学; 测温实验; 冲击换热; 气膜加热

中图分类号: V228.7+1

文献标志码: A

Heating characteristics of aero-engine nose cone with film-heating anti-icing system

KE Peng¹, YANG Huiyun¹, WANG Junkai², YANG Chunxin²

(1. Aircraft/Engine Integrated System Safety Beijing Key Laboratory,

School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For the film heating anti-icing system used in composite aero-engine nose cone, a computational fluid dynamics method was adopted to study the internal jet impingement heat transfer and external film heating efficiency. Two-dimensional axisymmetric algorithm was developed and compared with the results calculated by three-dimensional algorithm. A hot-air blowing experimental apparatus was built up and the infrared thermometer and thermocouple were used to verify the numerical simulation method. The effects of Reynolds number, relative impingement distance and structure parameters of film slot on heat transfer characteristics were comprehensively investigated. Results show that increasing Reynolds number is conducive to improving the internal jet impingement heat transfer and

收稿日期: 2016-08-09

基金项目: 中央高校基本科研业务费(YWF-14-JTXY-009)

作者简介: 柯鹏(1979—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机防冰研究。E-mail: p. ke@buaa.edu.cn

引用格式: 柯鹏, 杨慧贇, 王俊凯, 等. 航空发动机帽罩热气膜防冰的加热特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 530-539. KE Peng, YANG Huiyun, WANG Junkai, et al. Heating characteristics of aero-engine nose cone with film-heating anti-icing system [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 530-539.

external film heating efficiency. The optimal value of relative impingement distance increases with the increasing Reynolds number, and the optimal value is between 5 and 8 when Reynolds number is between 10 000 and 40 000. Opening film slot can significantly increase the temperature of exterior surface, and heating efficiency is related to the width and location of film slot. Opening film slot at leading edge can also enhance jet impingement heat transfer.

Key words: anti-icing; cone; computational fluid dynamics; temperature-measuring experiment; jet impingement heat transfer; film heating

航空发动机进气系统结冰会严重影响发动机的正常运行,严重时甚至危害飞行安全。传统热气防冰系统利用发动机引气从内部加热待防护表面,已广泛应用于各类发动机的前缘进气部件,国内外也开展了大量研究,包括流动与传热特性、水滴撞击特性^[1]、热载荷计算^[2]以及防冰腔结构设计^[3]等方面。树脂基复合材料具有高硬度、高强度和低密度的优点,在航空发动机部件的设计制造中得到了越来越多的应用,但是由于其沿壁面厚度方向上导热系数较低,仅通过结构壁面导热来加热外表面的传统热气防冰系统面临一定的困难。

杨慧赉等^[4]提出了一种适用于帽罩结构防冰的热气膜防冰系统,充分利用发动机引气,将前缘的内部冲击传热和外部热气膜加热相结合,具有较好应用前景。该系统中,热气从压气机引入热气腔,直接冲击加热帽罩前缘内壁面,随后从前部开设的气膜缝排出,形成热气膜覆盖在气膜缝下游表面。研究表明,排出的气膜还对来流水滴有一定的吹拂作用,能降低表面水滴聚集,提升防冰效果,但是对其传热特性缺乏相关研究。

帽罩热气膜防冰系统的热防护手段主要包括气膜缝前冲击换热和气膜缝后热气膜加热两种方式,两者之间存在强烈耦合,传热过程与腔体结构、前缘曲率还有气膜缝形式和位置密切相关。

缝前冲击换热问题比较复杂,前人针对平板和曲面等不同形状的冲击面形状,以及狭小空间和开放通道等不同排气形式都开展了大量的实验研究(Brahm、Lee、张永恒等^[5-7])和数值研究(李志和、Sharif等^[8-9])。结果表明,驻点区冲击换热特性需要根据冲击面结构和排气形式做具体分析。但针对大曲率半径的,后部扩张型的帽罩结构,其冲击-气膜强烈耦合流动的换热特性规律还缺乏相应的研究。

缝后气膜加热的换热机理类似于气膜冷却,换热效率与壁面形状、开缝结构和流动参数密切

相关,虽然在气膜冷却领域有大量研究结果(Bernier、Bogard、Han^[10-12])供参考,但是对气膜加热的研究还比较有限,周雷声等^[13]通过对收缩通道内部冲击换热过程进行数值模拟,发现气膜缝出口的位置对流动和传热特性影响较大,详细分析了发动机支板内部的流动和换热特性。但是这些研究都主要关注于狭窄小空间结构的内部流动和传热特性,缺少对外部气膜的影响分析,也缺少对大曲率半径的考虑。此外,靠近前缘的气膜排气过程还会对前缘流动产生影响,柯鹏等^[14]研究表明前倾气膜孔排气会对流场产生一定干扰从而影响水滴撞击特性,但是对传热影响的具体情况也缺少研究。

为此,针对某型发动机复合材料帽罩热气膜防冰系统设计的需要,考虑其大曲率半径的特点,本文开展了其内部和外部传热过程的数值模拟和实验验证研究,发展了高效数值算法,建立了传热实验台,全面研究了该冲击-气膜耦合流动的冲击换热特性和气膜加热特性,分析了雷诺数、相对冲击距、气膜缝结构参数对换热特性的影响,综合评估了各个参数的作用效果,可为实际应用提供参考。

1 模型与计算方法

1.1 帽罩模型

某航空发动机前端帽罩靠前位置开设环形气膜缝,气膜缝前后壁面通过周向均匀分布的四处连接点相连。热气从帽罩中部射流孔进入热气腔,冲击帽罩内部前缘凹面对内表面和驻点区域进行加热,冲击后沿内表面向后侧流动,最后经环形气膜缝排出在外表面形成气膜。

为研究此帽罩构型的流动与换热特性,将开缝帽罩视为环形通缝来简化计算。数值模拟时采取流固耦合方法来考虑通过导热和对流传热的热交换过程,计算域由内部热气腔、环形气膜缝、外流场以及结构壁面组成。帽罩总长度 L 为 56

mm,帽罩后方最大半径 R 为 40.6 mm。开缝帽罩结构及计算域示意图见图 1,帽罩中轴线设置为对称轴。基准模型的气膜缝宽度 D 为 2 mm、

冲击孔径 d_h 为 4 mm、冲击距 z_n 为 12 mm、气膜缝到前缘距离 X_h 为 8.6 mm,帽罩壁面厚度 δ 为 2 mm,气膜缝壁与壁面夹角 θ 为 18.45° 。

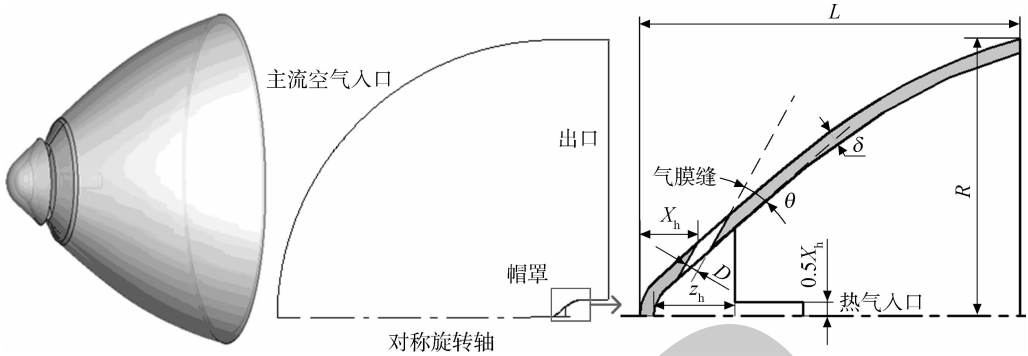


图 1 帽罩开缝结构与计算域示意图

Fig. 1 Sketch of the slotted cone structure and calculation domain

1.2 数值计算方法

本文分别采用三维笛卡儿坐标系与二维轴对称坐标系,对气相连续方程、动量守恒方程和能量守恒方程进行了求解,并耦合考虑了帽罩结构的导热。内外耦合稳态流场由雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程求解,使用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和加强型壁面处理,文献[15]研究表明: Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型适用于求解分离流动、射流与混合流动,以及旋转剪切流等。由于涉及到复杂流场、曲率和速度变化较大,将压力效应和温度梯度效应考虑在内,同时使生成项限制、压缩性修正和黏性加热处于激活状态。外流场主流入口为压力远场,主流出口为压力出口边界条件,冲击孔热气入口为质量流量入口边界条件。

流体区域的流体材料设置为空气,考虑到压缩性以及热物理特性随温度的变化,密度项设置为理想气体模型,黏度项按照“Sutherland Law”计算。帽罩固体结构为低导热系数复合材料,导热系数为 $0.64 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,密度为 $1800 \text{ kg}/\text{m}^3$,比热容为 $800 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

采用商业 CFD 软件 FLUENT 来求解连续方程、动量和能量守恒方程以及湍流模型方程。选择基于压力的耦合求解器,对动量和能量方程进行二阶迎风离散。对流项采用二阶迎风差格式,扩散项采用中心差分格式进行离散,各方程残差收敛的精度小于 10^{-5} 。

2 算法对比与实验验证

针对图 1 所述基准结构,本部分验证了二维

轴对称算法和三维笛卡儿坐标系求解的计算结果的一致性,并搭建了实验台,对比了数值模拟算法与实验结果。

2.1 算法对比

通常用气膜加热效率来表示气膜对于气膜缝下游区域壁面的加热效果,为了把气膜缝上游区域一并研究,将其扩展定义为外壁面加热效率 η 将外壁温度无量纲化

$$\eta = (T_w - T_a)/(T_h - T_a) \tag{1}$$

式中 T_w 为帽罩外壁面的温度, T_a 为主流空气的温度, T_h 为内腔热气入口的温度。该效率可综合表示前缘冲击换热作用和气膜缝下游气膜加热作用对外壁面的加热效果。

采用网格划分工具 ICEM 软件建立结构网格,对冲击孔、气膜缝及近壁面进行网格加密来保证计算精度,三维笛卡儿网格与二维轴对称网格如图 2 所示。计算了 4 种轴对称网格数量 N 为 1 万,2 万,4 万,8 万进行网格无关性验证。当半面网格数为 4 万时达到无关性要求,此时近壁面 y^+ 约等于 1。此外,三维网格数约为 540 万。

图 3 示出了不同网格密度及求解方法时在特定工况下的帽罩外壁面加热效率分布曲线,其中无量纲坐标 X_0 由帽罩表面距前端头部轴向距离除以帽罩总长度得到。图 4 示出了主流速度 v_a 为 126.7 m/s ,主流空气温度 T_a 为 250 K ,热气质量流量 $\dot{m}$ 为 10 kg/h ,热气温度 T_h 为 400 K 时帽罩对称面及外壁面的温度云图。由外壁面温度的分布情况可以看出,①虽然前缘内壁与热气冲击换热,但是受冷气流垂直冲击的影响前缘处驻点

温度仍较低;②气膜缝附近排出高温热气使得缝出口处壁面温度较高,热气从驻点处到气膜缝的流动过程中以及从气膜缝排出时通过缝侧壁的导热对缝前壁面起到加热作用;③气膜缝下游的壁面区域由于被热气膜覆盖,温度也相对较高;④由于气膜缝的形式为环形缝结构,因此壁面温度呈带状分布。因此,迎风前缘是和气膜缝下游靠后位置为两处重点防冰区域。

对比可以发现,两种网格结构计算结果吻合良好,但由于轴对称网格绘制简便性、计算效率、对称性均远远高于三维结构网格,后续数值模拟中将采取轴对称坐标系求解方法。

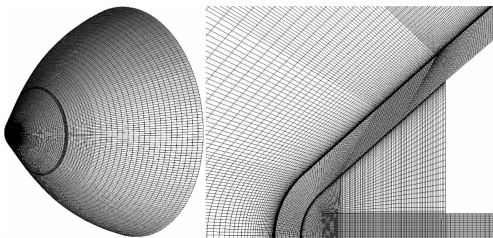


图 2 三维网格与二维轴对称网格

Fig. 2 Three-dimensional and two-dimensional axisymmetric mesh

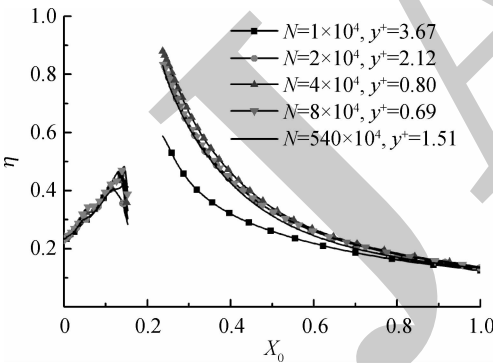
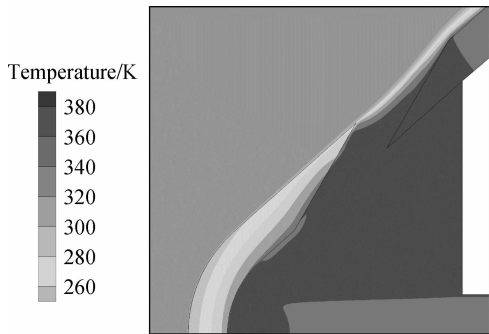
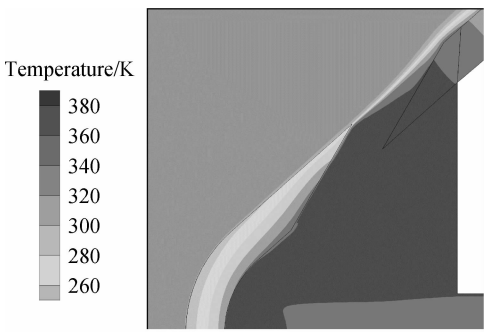


图 3 算法验证结果(三维网络)

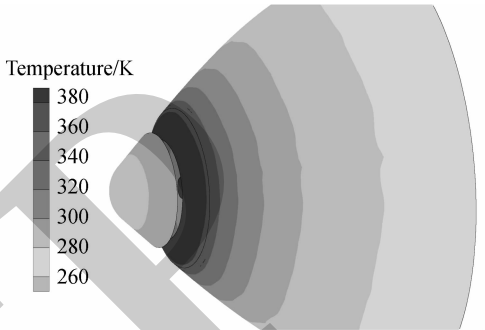
Fig. 3 Algorithm validation results (3-D grid)



(a) 二维轴对称算法对称面温度云图



(b) 三维算法对称面温度云图



(c) 三维算法外壁面温度云图

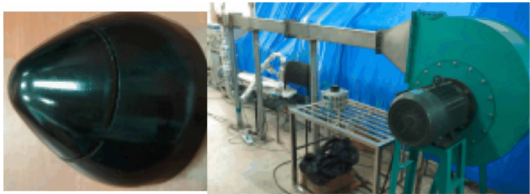
图 4 温度场分布

Fig. 4 Temperature distribution

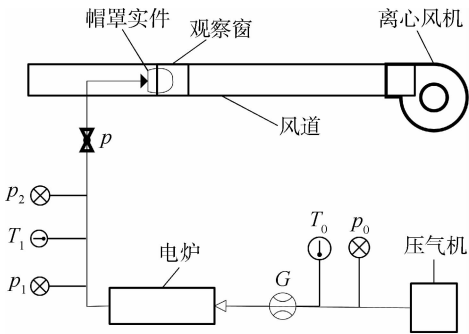
2.2 实验验证

2.2.1 实验原理

实验装置及原理如图 5 所示,图中 p 为压力测点, T 为温度测点。帽罩实验件为不锈钢材料。热气流由压气机提供气流,经过压力传感器、温度传感器和体积流量计后由电炉加热至一定温度。热气流在进入帽罩实验件射流管之前测定压力和温



(a) 实验件和实验台



(b) 实验原理

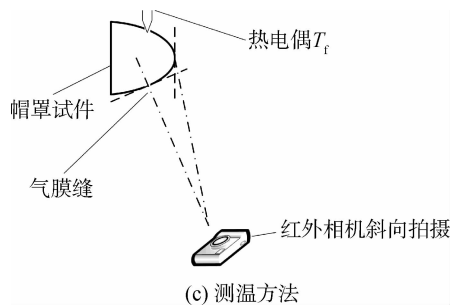


图 5 实验装置及原理

Fig. 5 Experimental set-up and principle

度。外部流场由离心风机产生,经过风道使气流稳定,形成在帽罩实件周围的稳定的常温气流流场。风道上在实件位置开有观察窗。使用红外成像仪透过观察窗对帽罩实件(正对气膜缝)进行拍摄,拍摄角度为 55° ,测定其表面温度分布。气膜缝内的温度由伸入的热电偶测得。

2.2.2 结果对比

实验调节射流温度和供气压力,测定每个工况下的热气路和外流场参数,外流场保持一个大气压。各工况参数及实验和 CFD 计算结果记录见表 1,表中 $\dot{m}$ 为热气质量流量, v_a 为主流速度, T_a 、 T_h 、 $T_{f1,2}$ 为主流、热气射流和气膜缝内侧气流出口温度。图 6 为帽罩驻点至气膜缝外壁面温度随径向距离 Y 分布的实验与 CFD 对比。

表 1 实验工况及气膜缝内侧气流温度对比

Table 1 Experiment condition and comparison of air temperature of interior film slot

工况	外流场		热气流		实验	CFD
	T_a / K	$v_a / (\text{m/s})$	T_h / K	$\dot{m} / (\text{kg/h})$	T_{f1} / K	T_{f2} / K
1	310	21	321	11.52	320	318.5
2	309	15	322	11.88	322	320.0
3	310	21	334	11.52	329	329.5
4	309	15	334	14.04	330	330.5
5	310	21	338	14.04	332	333.5

由表 1 可见,气膜缝内侧气流出口温度的数值模拟与实验中热电偶测量值吻合良好,绝对误差在 2K 以内,误差来源于热气管道进口段漏热、热电偶测量误差,综合分析该部分实验误差范围为 $-3.5\sim 2.5\text{K}$,本文误差在误差允许范围内。

由图 6 发现,由于金属材料的导热作用强,从驻点至气膜缝壁面温度变化较小。红外测温仪正

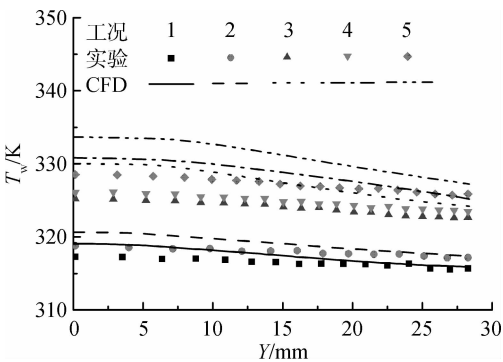


图 6 CFD 与实验结果对比

Fig. 6 Comparison of CFD with experiment results

对气膜缝拍摄,该区域精度更高,数值计算结果与实验值在气膜缝附近吻合度非常好,但是在驻点附近由于拍摄角度问题偏高,绝对误差在 5K 以内,误差随热气流量与温度增高而变大,分析发现误差一定程度来源于红外摄影仪误差,拍摄角度误差、计算未考虑辐射、实验热气管道入口段漏热等实际因素影响,综合分析在外壁面气膜缝处,该部分实验误差范围为 $-5\sim 2\text{K}$,外壁面距离气膜缝越远处,实验值更低,导致误差更大。因此本文误差在误差允许范围内。

3 加热特性

将图 1 帽罩结构作为基本构型,分别研究雷诺数和结构参数对前缘内凹面冲击换热特性和对外壁面加热效率特性的影响。其中主流速度 v_a 为 126.7m/s ,主流空气温度 T_a 为 250K ,热气温度 T_h 为 400K 保持不变。分别用努塞尔数 Nu 和外壁加热效率 η 来衡量冲击换热和加热效率特性。 η 定义见公式(1), Nu 定义为

$$Nu = h d_h / \lambda \tag{2}$$

式中 λ 为射流空气导热系数, h 为前缘内壁面对流传热系数,定义为

$$h = q / (T_h - T_w) \tag{3}$$

式中 q 为换热表面热流密度,可从 Fluent 结果界面导出, T_w 为换热壁面温度, T_h 为射流温度。

3.1 雷诺数的影响

图 7 给出了相对冲击距为 3 时,前缘内壁面(驻点至气膜缝)努塞尔数分布随射流雷诺数的变化,其中横坐标为驻点到气膜缝的内壁面曲线长度(S)。射流雷诺数定义为

$$Re = 4 \dot{m} / \pi d_h \mu \tag{4}$$

式中 μ 为热流空气的动力黏度。

努塞尔数随雷诺数的增大而增大,整体趋势

相差不大。例如,雷诺数从 20 000 左右增大到 40 000 左右时,驻点处($S=0$ mm)的努塞尔数从 51.0 增大到 71.3,增长了 40%。驻点处存在小峰值,在层流过渡至湍流的区域,流动增强导致传热系数有一个明显提升。除了这两处圆形射流冲击本身存在的二次峰特点外,高雷诺数时在气膜缝附近,气膜缝的抽吸作用使得气体流速加快,也有一个峰值。雷诺数越大,气膜缝导致的换热增强越明显。

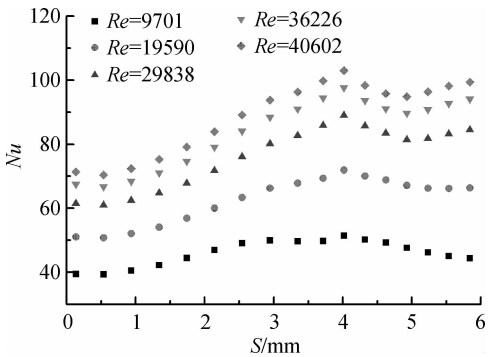


图 7 前缘内表面努塞尔数

Fig. 7 Nusselt number on interior surface of leading edge

图 8 给出了帽罩外表面加热效率图。相比于无气膜缝的情况,热气从帽罩靠前位置开设的倾斜的环形缝排出,贴附在壁面上形成热气膜,可大大提高壁面加热效率,尤其是对于气膜出口位置附近区域,加热效率沿壁面向后逐渐减小。例如,雷诺数为 20 000 左右时,气膜缝出口下游边缘($X_0=0.24$)的加热效率为 0.70,是无气膜缝结构加热效率的 3 倍。

同时,雷诺数增大时,出口的吹风比相应增大,效率有所提升。例如,雷诺数从 20 000 左右

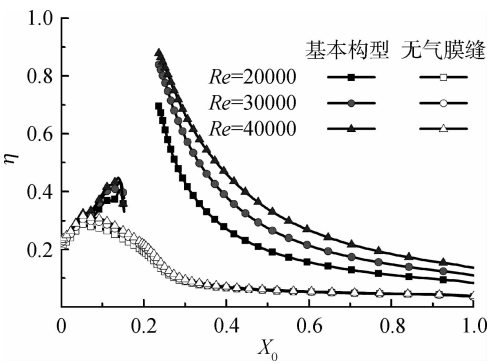


图 8 不同雷诺数外表面加热效率

Fig. 8 Heating efficiency on exterior surface with different Reynolds numbers

增大到 40 000 左右时,气膜缝出口下游边缘($X_0=0.24$)的加热效率从 0.70 增大到 0.88,增长了 26%。因此在可实现范围内,适当增大雷诺数有利于提高该结构的换热能力。

3.2 相对冲击距的影响

图 9 给出了前缘内表面(驻点至气膜缝)平均努塞尔数($\overline{Nu}$)随相对冲击距的变化曲线。其中横坐标为相对冲击距。在这个雷诺数范围内,相对冲击距较小时,传热系数随相对冲击距变化较小。当相对冲击距较大时,传热系数将出现峰值,随后随相对冲击距的增加而下降。雷诺数越大,平均努塞尔数越高。且不同雷诺数水平对应的最佳相对冲击距是不同的,最佳相对冲击距随雷诺数的增大而增大。例如,雷诺数从 10 000 增大到 40 000 左右时,最大平均 Nu 从 51.4($z_n/d_h=5$ 处取得)增大到 130($z_n/d_h=8$ 处取得)。

图 10 给出了雷诺数约为 20 000 时,不同相对冲击距的帽罩中轴线无量纲速度分布情况。其中

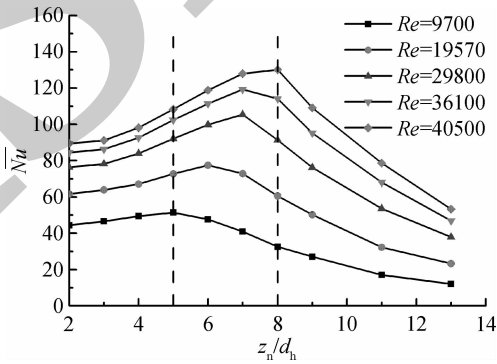


图 9 前缘内表面平均努塞尔数

Fig. 9 Average Nusselt number on interior surface of leading edge

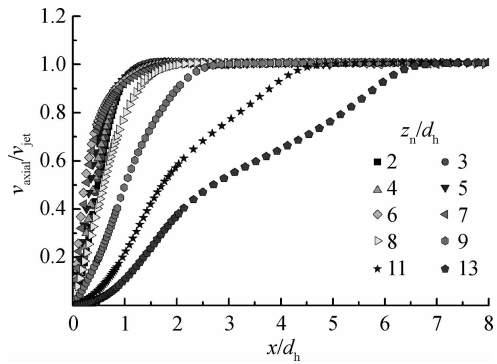


图 10 帽罩中轴线轴向速度分布($Re=20\,000$)

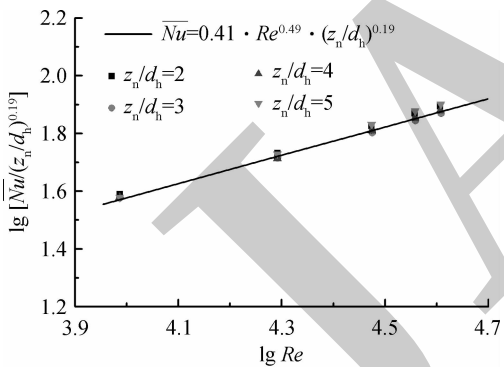
Fig. 10 Axial velocity distribution along central axis of cone ($Re=20\,000$)

x 为帽罩中轴线上距前缘内壁面驻点的距离, $v_{\text{axial}}/v_{\text{jet}}$ 为用射流速度无量纲化的轴向速度。相对冲击距较小时, 喷口离冲击面较近, 冲击距小于射流核心区长度, 所以射流几乎保持喷口速度到达冲击面, 因此这个范围内努塞尔数变化不大。冲击距较大时, 射流达到冲击面的速度随相对冲击距的增大而衰减, 冲击距大于射流核心区的长度, 传热系数减小。在雷诺数约为 20 000, 相对冲击距为 6 时, 到达冲击面的速度最大, 此时成为最佳冲击距, 驻点区传热系数最高, 与图 9 相对应。由于雷诺数增大, 射流核心区的长度相应变长, 因此最佳相对冲击距有所增大。

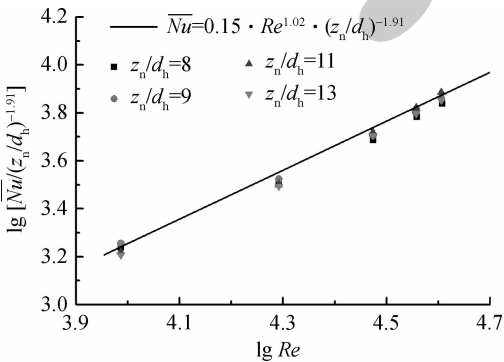
由图 9 发现, 该结构在此雷诺数范围内, 相对冲击距在小于 5 时和大于 8 时规律较为一致, 在 5~8 之间会存在最佳冲击距。因此选择这两段区域分别进行准则式拟合, 如图 11 所示。得到如下准则式, 在 $10\,000 \leq Re \leq 40\,000$ 范围内

$$\begin{cases} 2 \leq z_n/d_h \leq 5 & Nu = 0.41Re^{0.49} (z_n/d_h)^{0.19} \\ 8 \leq z_n/d_h \leq 13 & Nu = 0.15Re^{1.02} (z_n/d_h)^{-1.91} \end{cases}$$

(5)



(a) 相对冲击距介于2~5之间
(相关系数 $R^2=0.98918$)



(b) 相对冲击距介于8~13之间
(相关系数 $R^2=0.99424$)

图 11 前缘内壁面平均换热准则式拟合

Fig. 11 Average heat transfer correlation fitting on interior surface of leading edge

图 12 给出了不同相对冲击距的外壁面加热效率。随着相对冲击距的增大, 由于冲击气流向两侧扩散严重, 从气膜缝流出的热气较多, 因此对气膜缝下游壁面的加热效率一定的提升作用, 但是由于前缘滞止区的增大, 前缘换热减弱, 前缘壁面加热效率大大降低。

因此, 相对冲击距过大或过小均不利于防冰, 对于该结构在雷诺数为 10 000~40 000 的范围内, 最佳相对冲击距在 5~8 之间取得。在此范围内设计防冰结构, 有利于提高该结构的换热能力。雷诺数越高, 最佳相对冲击距越大。

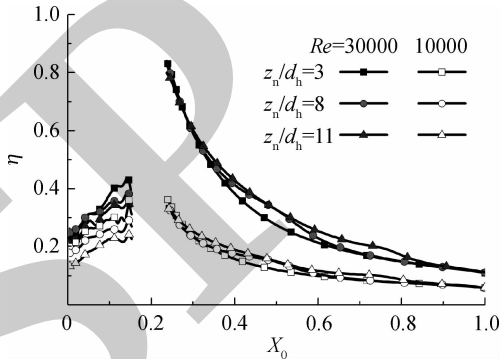


图 12 不同相对冲击距外壁面加热效率
Fig. 12 Heating efficiency on exterior surface with different relative impingement distances

3.3 气膜缝的影响

除了雷诺数和相对冲击距外, 气膜缝的形状、大小、位置、角度及开设方式均会一定程度上影响换热性能。首先选取了与基准模型类似的结构, 研究气膜缝宽和气膜缝位置的影响。

图 13 给出了气膜缝角度为 18.45° 时, 不同气膜缝宽和位置时外壁面的加热效率。

对于缝后区域而言, 与不开气膜缝相比, 开气膜缝时可大大提高壁面的加热效率, 但是气膜缝宽的大小对效率的提升无明显作用, 且雷诺数较高、气膜缝宽过大时, 吹风比降低, 出口热气耗散过快, 反而降低了加热效率; 气膜缝位置后移时, 对效率的影响不明显, 同一位置处, 缝后壁面加热效率有所提升, 前缘加热效率有所下降。此外, 发现气膜缝宽、气膜缝位置轻微变化时, 前缘内壁面努塞尔数分布几乎与无气膜缝情况重合, 对前缘冲击换热的影响几乎可以忽略。

将气膜缝改为在较前的位置垂直壁面开设, 如图 14 所示左侧 3 种不同位置, θ 均为 90°, X_h 分别为 0.72、2.34、3.83 mm, 缝宽保持 2 mm, 相

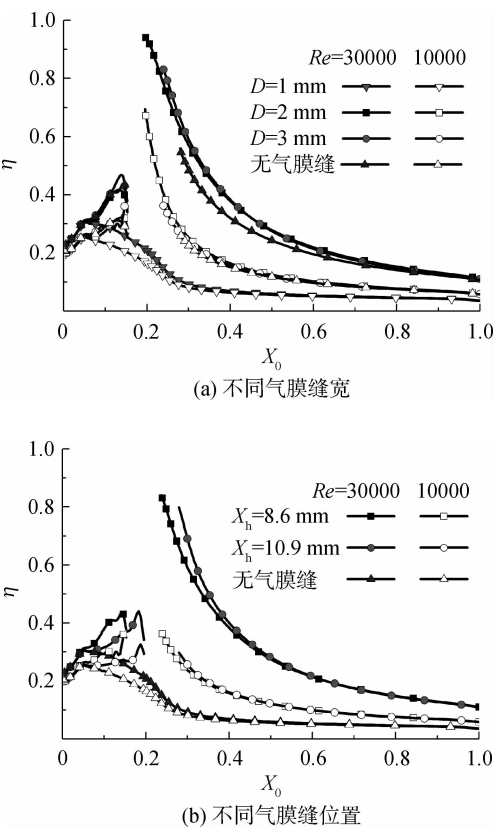


图 13 不同气膜缝宽和位置外壁面加热效率
Fig. 13 Heating efficiency on exterior surface with different widths and locations of film slot

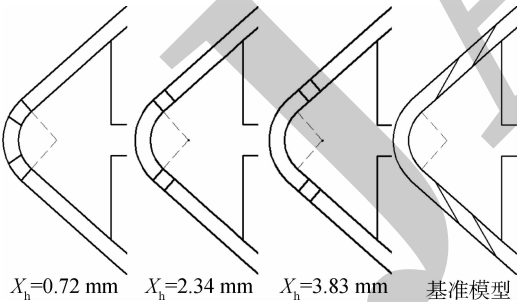


图 14 气膜缝垂直壁面结构示意图
Fig. 14 Sketch of structure with film slot perpendicular to surface

对冲击距保持与基准模型一致。

图 15 给出了雷诺数为 30 000, 3 种结构与基准模型及无气膜缝结构的换热特性参数对比。图 16 给出了这 3 种结构和基准结构速度等值线图。发现,①气膜缝上游区域内部冲击换热影响:对于基准型气膜缝,由速度分布图可以发现基准结构的气膜缝由于斜向后侧开设,气流到达气膜缝时速度已降到较低水平,气膜缝出口面积很大,抽吸作用较弱。对于 3 种前移的垂直壁面气膜缝, Nu

数明显提高,尤其在 $X_h=0.72$ mm 结构时驻点的冲击换热特性有了显著增长(比其他结构增大 21%),由图 16 可见 $X_h=0.72$ mm 结构的前缘内壁面滞止区远小于其他结构,气膜缝的抽吸作用加强了冲击换热。而 $X_h=2.34$ mm 与 $X_h=3.83$ mm 结构,抽吸作用减弱,滞止区大小几乎不受影响,但在靠近气膜缝位置换热能力增强;②气膜缝上游外部区域加热效率影响:仅后侧斜缝由于斜缝壁面的导热使得缝前效率大幅提升,3 种垂直开缝方式的驻点至缝前加热效率均大幅降低,由于开缝角度垂直,会在气膜缝前侧边缘形成大片冷气回流区,严重影响了该区域导热,同时热气过早耗散也使得不利于气膜缝下游防冰。但如文献 [4, 14] 表明,在该区域开设气膜缝可一定程度减小水滴撞击,有利于前缘防冰;③气膜缝下游区域外部加热效率影响:在气膜作用下,各结构缝后加热效率均有很大提升,是热防护的最佳区域,效率分布规律基本一致,在缝出口处效率最高,随着与主流的参混效率逐渐下降,气膜作用区域基本相同。

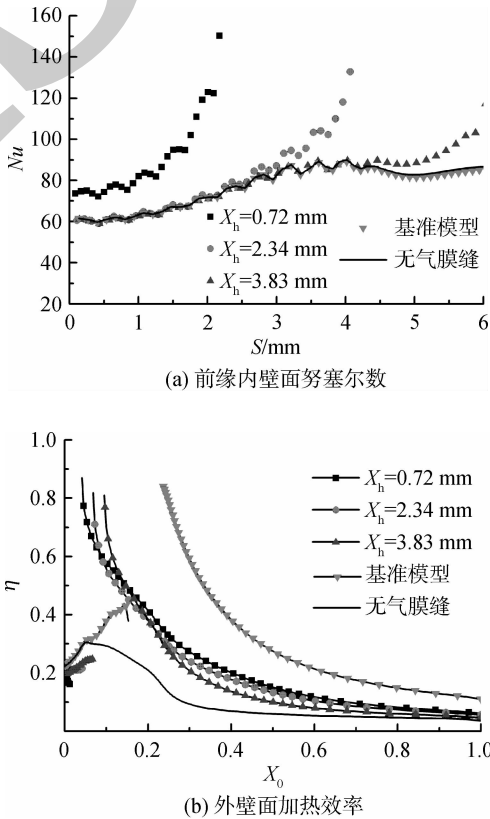


图 15 气膜缝垂直壁面结构换热特性
Fig. 15 Heat transfer characteristics of cone with film slot perpendicular to surface

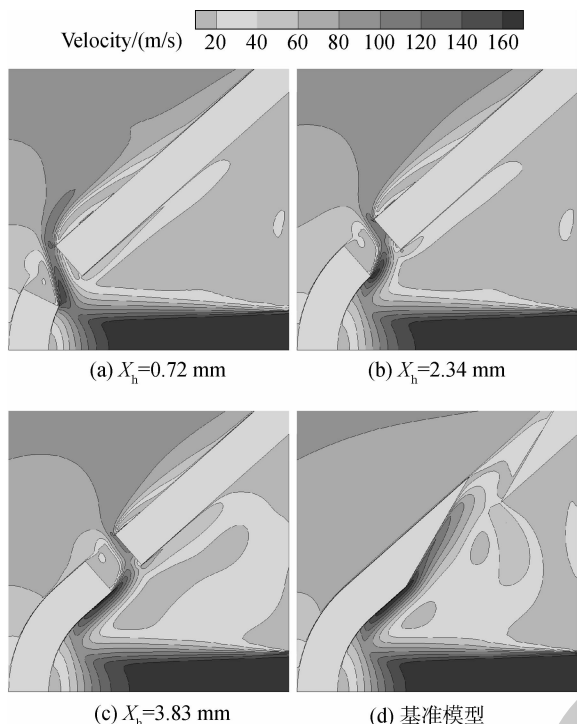


图16 速度等值线图

Fig. 16 Velocity contours

4 结 论

帽罩热气防冰结构前端开气膜缝可以使待防护表面受到内部冲击加热和外部气膜加热的共同作用,本文针对该防冰结构,研究了该耦合流动结构的换热特性。采用二维轴对称算法,选取 $realizable\ k-\epsilon$ 湍流模型和加强型壁面处理,进行了算法对比和实验验证。研究发现:

1) 帽罩开环形气膜缝结构,外壁面温度呈现带状分布。二维轴对称求解方法得到结果与三维求解结果一致,与吹风实验壁面温度差别较小,验证了算法的正确性。

2) 增大雷诺数可增强前缘冲击换热能力和气膜缝下游的加热效率,雷诺数从 20 000 增大到 40 000,驻点努塞尔数和缝出口效率分别增大 40% 和 26%,因此在可实现范围内,适当增大雷诺数有利于提高该结构的换热能力。

3) 该结构在雷诺数 10 000~40 000 的范围内,最佳相对冲击距在 5~8 之间取得。在此范围内设计防冰结构,有利于提高该结构的换热能力。雷诺数越高,最佳相对冲击距越大。拟合的准则式可为设计提供一定的参考。

4) 气膜缝向斜后侧开设时,小幅度改变其位置和缝宽对前缘冲击换热特性影响不大,而在前端垂直壁面开设时,会大大影响冲击换热特性(位

置最靠前结构驻点努塞尔数可提升 21%) 和气膜加热效果,影响规律也较为复杂。

参考文献:

- [1] YU Chenxing, KE Peng, YU Guangfeng, et al. Investigation of water impingement on a multi-element high-lift airfoil by Lagrangian and Eulerian approach[J]. Propulsion and Power Research, 2015, 4(3): 161-168.
- [2] MESSINGER B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1953, 20(1): 29-42.
- [3] PELLISSIER M P C, HABASHI W G, PUEYO A. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 265-276.
- [4] YANG Huiyun, KE Peng, YANG Chunxin. Analysis of droplet impingement characteristics of aero-engine nose cone with hot air film [R]. Seoul: American Society of Mechanical Engineers, 2016.
- [5] BRAHMA R K, PADHY I, PRADHAN B. Prediction of stagnation point heat transfer for a single round jet impinging on a concave hemispherical surface [J]. Wärmeund Stoffübertragung, 1991, 26(1): 41-48.
- [6] LEE D H, CHUNG Y S, KIM M G. Technical note turbulent heat transfer from a convex hemispherical surface to a round impinging jet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1999, 42(6): 1147-1156.
- [7] 张永恒, 周勇, 王良璧. 圆形冲击射流传热性能的实验研究[J]. 热科学与技术, 2006(1): 38-43.
ZHANG Yongheng, ZHOU Yong, WANG Liangbi. Experimental study of heat transfer from round nozzle impinging jet[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2006 (1): 38-43. (in Chinese)
- [8] 李志, 豆瑞锋, 温治, 等. 单孔射流冲击流动与换热过程的数值模拟[J]. 工业炉, 2011, 33(4): 1-7.
LI Zhi, DOU Ruifeng, WEN Zhi, et al. Numerical simulation of single-nozzle jet impinging flow and heat transfer process[J]. Industrial Furnace, 2011, 33(4): 1-7. (in Chinese)
- [9] SHARIF M A R, MOTHE K K. Evaluation of turbulence models in the prediction of heat transfer due to slot jet impingement on plane and concave surfaces[J]. Numerical Heat Transfer: Part B Fundamentals, 2009, 55(4): 273-294.
- [10] BERNIER B C, NGUYEN C Q, ZUNIGA H, et al. A study on film cooling uniformity effectiveness trends for various coolant hole geometries [R]. AIAA-2009-5102, 2009.
- [11] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.
- [12] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2013, 5(2): 021007. 1-021007. 15.
- [13] 周雷声, 朱惠人, 许都纯, 等. 带射流收缩通道内部换热特

性数值模拟[J]. 机械设计与制造,2011(6):230-232.

ZHOU Leisheng,ZHU Hui ren,XU Duchun,et al. Numer- ical simulation on internal heat transfer of an contraction channel with jets impingement[J]. Machinery Design and Manufacture,2011(6):230-232. (in Chinese)

[14] 柯鹏,张韵,于广锋,等. 航空发动机进口支板外部热气膜对水滴撞击特性的影响[J]. 航空动力学报,2017,32(3): 621-629.

KE Peng,ZHANG Yun,YU Guangfeng,et al. Influence of exterior hot-film on droplet impingement characteristics o- ver aero-engine inlet strut[J]. Journal of Aerospace Pow- er,2017,32(3):621-629. (in Chinese)

[15] 平艳. 冲击射流数值模拟中湍流模型的分析与对比[D]. 天 津:天津大学,2012.

PING Yan. Analysis and comparison of turbulence model in simulation of impinging jet flow[D]. Tianjin: Tianjin University,2012. (in Chinese)

(编辑:叶 青)