

单孔冲击式帽罩前缘流动换热特性数值分析

侯会文, 范顺昌, 李 昕, 彭 新
(空军驻沈阳地区军事代表局, 沈阳 110043)

摘要: 为了提高航空发动机帽罩冲击防冰结构的设计分析水平, 对单孔冲击式帽罩前缘结构的流动换热特性进行数值研究, 分析了不同冲击孔径与不同冲击雷诺数对帽罩前缘速度流场、换热系数与努塞尔数的分布规律。结果表明: 在冲击雷诺数一定的条件下, 冲击孔径越大, 射流核心速度和前缘壁面附近的气流速度越小, 前缘冲击区形成的涡流团越大, 当孔径 $D=6$ mm 时, 小孔径冲击下前缘区整体换热效果不如大孔径的, 而在滞止区的换热效果则要优于大孔径的; 当 $D>12$ mm 时, 孔径大小对壁面换热基本没有影响; 在冲击孔径相同时, 增大冲击雷诺数使得冲击射流、前缘壁面附近及侧壁曲面通道内的气流流速增大, 冲击区内的涡流团则逐渐减小; 冲击雷诺数的增大也增强了前缘冲击区的换热特性。

关键词: 帽罩; 冲击换热; 数值模拟; 冲击孔径; 冲击雷诺数; 航空发动机

中图分类号: V233.94

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.01.007

Numerical Analysis of Flow Heat Transfer Characteristics of Leading Edge of Single-hole Impact Cone

HOU Hui-wen, FAN Shun-chang, LI Xin, PENG Xin

(Airforce Military Representative Office in Shenyang, Shenyang 110043, China)

Abstract: In order to improve the design and analysis level of the impact ice proof structure of the aeroengine cone, the flow heat transfer characteristics of the leading edge structure of the single-hole impact cone were studied by numerical method. The distribution of velocity flow field, heat transfer coefficient and Nussel number at the leading edge of cone was analyzed with different impingement aperture and different impingement Reynolds number. The results show that under the condition of a certain impingement Reynolds number, the larger the impingement aperture is, the smaller the core velocity of the jet and the velocity of the airflow near the leading edge wall are, and the larger the vortex mass formed in the front edge impact zone. When the aperture $D=6$ mm, the overall heat transfer effect at the leading edge under small impingement aperture is not as good as that in large impingement aperture, while the heat transfer effect in stagnation region is better than that in large impingement aperture. When the aperture is larger than 12 mm, the aperture size has no effect on heat transfer. When the impingement aperture is the same, with the increase of impingement Reynolds number, the airflow velocity near the leading edge wall and in the curved channel of the side wall increases, and the vortex mass in the impact area decreases gradually. The increase of impingement Reynolds number also enhances the heat transfer characteristics of the leading edge impact zone.

Key words: cone; impingement heat transfer; numerical simulation; impingement aperture; impingement Reynolds number; aeroengine

0 引言

当飞机飞行穿过存在过冷水滴、冰晶及冻雨和降雪等低温大气云层时, 航空发动机的进口部件如进气道前缘和进气部件(支撑板、整流罩等)都会由于温度过低产生积冰现象^[1]。当发动机进口端部件实施的防除冰措施不足时, 就会结冰。结冰对发动机会产生非

常严重的危害: 导致发动机进口位置堵塞, 减少发动机的进口气流量, 甚至导致发动机喘振。因此, 航空发动机进口部件的防冰工作非常重要。

航空发动机帽罩防冰目前多采用单孔冲击射流方式。单孔冲击射流是近年来研究较多的 1 种强化换热技术, 是在压差作用下将气体或液体通过一定形状

收稿日期: 2018-11-15 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 侯会文(1969), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事航空发动机设计与制造工作; E-mail: 13644016661@163.com。

引用格式: 侯会文, 范顺昌, 李昕, 等. 单孔冲击式帽罩前缘流动换热特性数值分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(1): 32-37. HOU Huiwen, FAN Shunchang, LI Xin, et al. Numerical analysis of flow heat transfer characteristics of leading edge of single-hole impact cone[J]. Aeroengine, 2020, 46(1): 32-37.

的喷口喷射到对流壁面上,流体直接冲击壁面,边界层很薄,在冲击区能得到非常理想的换热结果。周丽铭等^[2]采用数值模拟研究了不同冲击孔径、冲击距离及射流入口雷诺数对冲击表面冷却流动传热特性的影响规律;Guo 等^[3]进行圆形射流区冲击平板的瞬态传热试验,并与相应的数值模拟结果进行对比;Bu 等^[4]进行射流冲击机翼前缘凹形壁面传热特性的试验研究;Poitras 等^[5]针对射流冲击在空腔内的凹面,研究了速度场、凹面压力系数及 Nu 分布等特征;李志等^[6]应用 3 种不同类型的 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对单个冲击孔冲击进行数值模拟计算;刘钊等^[7]基于 SST 形式的 $k-\omega$ 湍流模型的数值计算方式对不同孔径下叶片前缘传热和流场分布进行研究;刘安成等^[8]采用 SST $k-\omega$ 湍流模型计算单孔射流冲击换热,并与 Goldstein & Bdhahani 的试验结果^[9]进行比较;Uddin 等^[10]采用 LES 对小冲击距下的流动和换热特征进行数值模拟;Balabel 和 El-Alkary^[11]基于双方程 $k-\varepsilon$ 模型、3 阶非线性 $k-\varepsilon$ 及 $v2-f$ 模型,研究了冲击流动中自由射流和冲击射流及壁面射流 3 种形式的湍流流动;Dutta 等^[12]将几种基于雷诺时均 N-S 方程湍流模型的数值模拟结果与相应的试验结果进行对比;谢浩和张靖周^[13]研究了冲击冷却换热中流动和热交换的特点,数值模拟基于标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型,分析了冲击孔错序排列时,冲击 Re 、孔间距以及冲击距等参数对靶面换热效率的影响规律;解建恒和张净玉^[14]研究了小尺寸多排孔的冲击流动及换热分布特点,数值计算基于 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型;韩宇萌等^[15]采用数值模拟进行阵列射流冲击的流动和换热特性的研究,计算基于 SST 湍流模型,研究了不同冲击雷诺数、出流方向及横流对冲击靶面换热性能变化规律。

本文在气热防冰技术的基础上对帽罩前缘曲面通道内单孔射流冲击的流动及换热特性进行数值模拟,研究冲击孔孔径和冲击雷诺数等参数对帽罩曲面通道内流动和换热的影响,获取的数据可为工程设计、实际应用改进和理论研究等提供参考。

1 数值方法

1.1 计算模型与边界条件

由实际帽罩结构进行简化的前缘单孔冲击计算模型如图 1(a)所示,各结构参数如图 1(b)所示。帽罩锥角 $\theta=72^\circ$,前缘内径 $d/D=1$,冲击距 $H/D=2$,图中所

示的模型为流体计算域,由于计算域模型中心对称性的特点,取 30° 扇形进行计算。

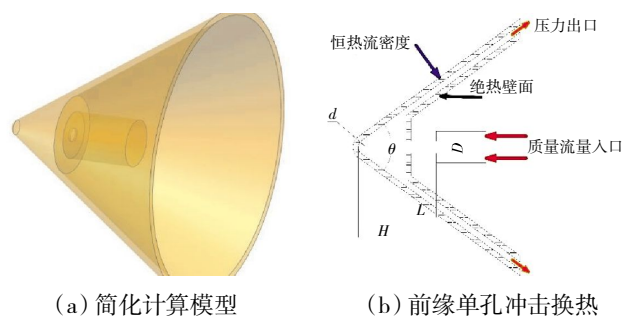


图1 帽罩前缘单孔冲击换热结构计算模型

进口设置为质量流量入口,射流温度为 315 K,基于入口质量流量和冲击孔直径的冲击雷诺数在 20000 至 120000 之间变化。出口设置为压力出口,出口压力为相对静压 0。流体的物性参数取理想气体进行计算,在流体域最外层壁面(前缘表面)设置热流密度为 1000 W/m^2 ,其余的壁面均设置为绝热壁面。最终计算收敛解的判断标准为相对残差小于 10^{-5} ,且监测前缘表面的温度不再有明显变化。

1.2 数值计算与数值处理方法

数值模拟利用 CFX 求解器求解,对流项采用高阶精度离散。采用换热系数 h 与努塞 Nu 作为评估换热强度的指标。其定义分别为

$$h = \frac{q}{T_w - T_f} \quad (1)$$

$$Nu = \frac{hD}{\lambda} \quad (2)$$

式中: q 为热流密度; T_w 为壁面温度; T_f 为定性温度; λ 为空气导热率; T_f 选取热流气体进口温度。

湍流模型的选取对于冲击流动换热特性的计算至关重要,湍流模型的选取方法是在相同结构下,将 Realizable $k-\varepsilon$ 、SST $k-\omega$ 2 种湍流模型的数值计算结果与文献[16]和 Baughn 等^[17]的流动换热特性试验结果进行比较得出的。计算模型为流体域,如图 2 所示。冲击孔进口雷诺数 $Re=23000$,冲击孔孔径为 D_j ,冲击距 $H/D_j=2$,流体域半径 $r=6D_j$,边界条件与试验相一致,入口射流速度为 25

m/s,流体选择不可压缩空气,温度为 300 K,湍流度为 4.1%,出口为压力出口,静压为 0,冲击靶面设置为无滑移壁面,添加了 1

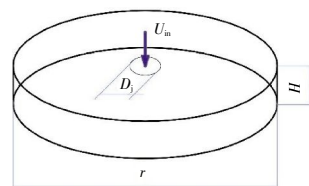


图2 计算模型

个恒热流密度,计算模型为流体域,网格为非结构网格且在紧贴冲击壁面处进行加密处理,边界层 Y^+ 值在 1 附近。

不同湍流模型和相应试验结果对比的局部努塞尔数分布曲线如图 3 所示。从图中可见,Realizable $k-\varepsilon$ 模型的计算结果与 2 个试验结果均有较大偏差,而 SST $k-\omega$ 模型的计算结果与试验结果吻合较好,准确模拟出冲击换热 2 个峰值的分布特点,在 $0 < r < 0.5D_j$ 区间,SST $k-\omega$ 模型的计算结果位于 2 个试验结果之间,而当 $r > 0.5D_j$,SST $k-\omega$ 模型的计算结果与 2 个试验结果几乎一致。因此,SST $k-\omega$ 模型更适用于本次研究。

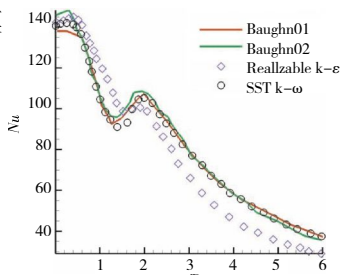
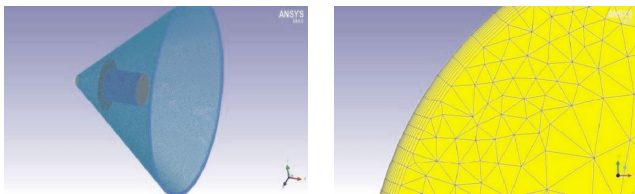


图 3 不同湍流模型与试验结果的局部努塞尔数比较

1.3 网格独立性验证

计算模型为流体域,采用非结构形式进行计算域模型网格的划分,网格生成方式为 4 面体网格,且为了能够准确模拟帽罩内通道壁面附近的流动和换热,在近壁面处添加边界层网格。为了更加准确细致地观察流场变化比较复杂的近壁面处区域,在前缘冲击靶面上进行局部加密,以保证网格质量和网格适用性,如图 4 所示。



(a) 计算域网格划分

(b) 边界层网格加密

图 4 模型计算网格

根据模型尺寸和结构分布合理调整网格划分尺度,通过调整网格全局尺寸和局部加密尺寸来改变整个计算域的总网格数量,不同网格数量下对应的换热努塞尔数分布如图 5 所示。从图中可见,随着网格数量的增加,前缘区的换热有较为明显的差别,尤其在滞止区差别更为明显,而网格数量为 190 万

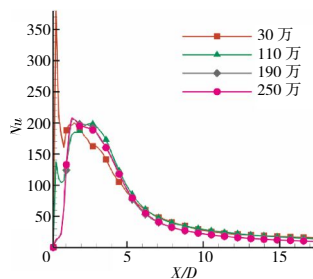


图 5 不同网格数量的换热结果对比

和 250 万时换热结果几乎相同,因此,在保证较为准确的计算结果的同时减少网格数量的条件下,取 190 万为计算使用的网格数量。

2 计算结果与分析

2.1 $D=6$ mm 时, Re 对换热效果的影响

在冲击孔孔径 $D=6$ mm,帽罩锥角 $\theta=72^\circ$,前缘半径 $d/D=1$,冲击距 $H/D=2$ 的情况下,计算得到 3 种冲击雷诺数 $Re=20000$ 、60000 及 120000 下帽罩壁面换热系数 h 分布和努塞尔数 Nu 分布,如图 6、7 所示,从图中可见,随着冲击雷诺数 Re 的增大,壁面上高换热区面积明显变大,且换热系数 h 和努塞尔数 Nu 也明显增大。

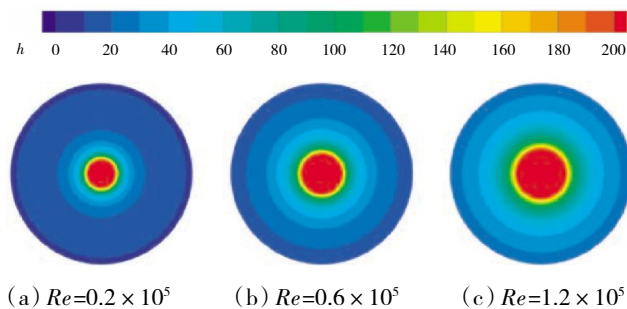


图 6 不同雷诺数下帽罩壁面 h 分布 ($D=6$ mm)

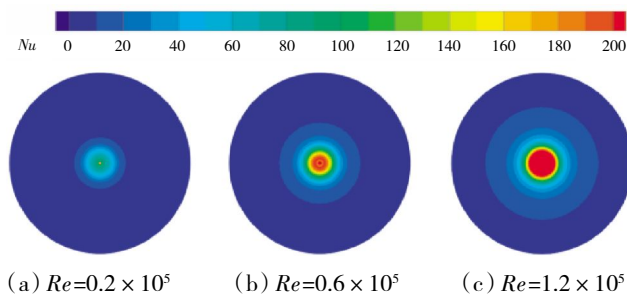
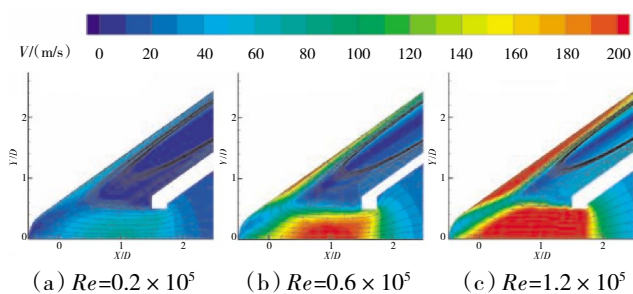
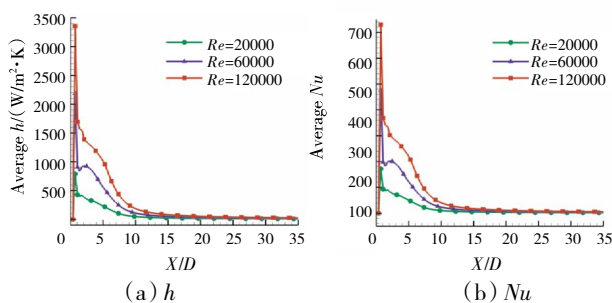


图 7 不同雷诺数下帽罩壁面 Nu 分布 ($D=6$ mm)

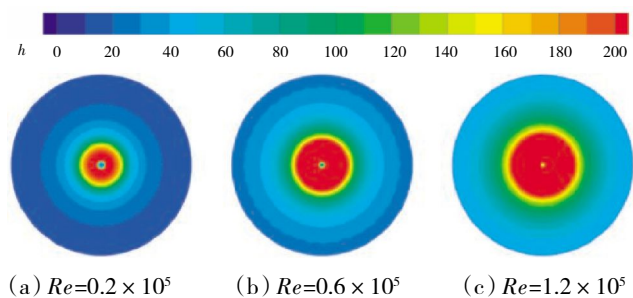
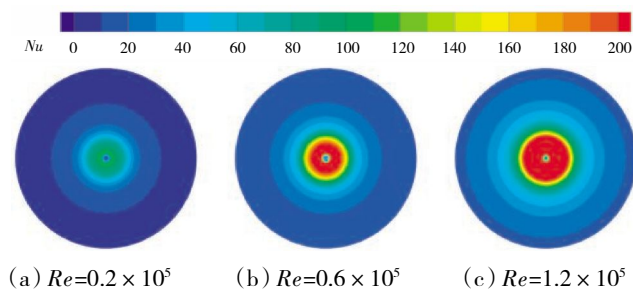
冲击区速度流场分布(如图 8 所示)显示了在相同结构参数下,冲击雷诺数 Re 的增大使得冲击射流的速度均明显增大,同时可以清楚地看到,冲击雷诺数 Re 增大使得冲击区内的涡流团逐渐消失,前缘冲击区壁面附近及侧壁曲面通道内的气流流速也均明显增大。

换热参数曲线分布(如图 9 所示)更加清晰地显示出,冲击雷诺数的增大使得前缘区壁面的展向平均换热系数 h 和展向平均努塞尔数 Nu 整体上均明显增大,在前缘区壁面其平均增幅更是超过了 50%。在滞止点处,换热不仅随着冲击雷诺数的增大而增强,且增加的幅度也逐渐增大。

图 8 不同雷诺数下冲击区速度流场分布($D=6$ mm)图 9 不同雷诺数下帽罩壁面展向换热参数曲线($D=6$ mm)

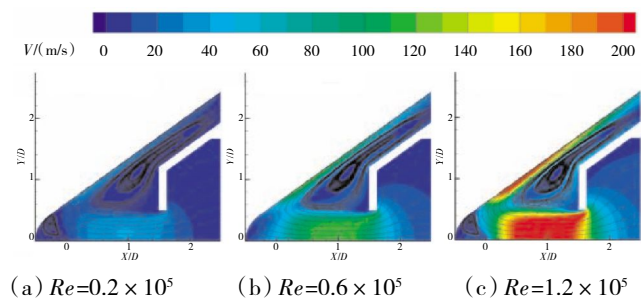
2.2 $D=12$ mm 时, Re 对换热效果的影响

在第 2.1 节的情况下, 将冲击孔径改为 12 mm, 换热分布如图 10、11 所示。从图中可见, 冲击雷诺数的变化对换热系数 h 分布和努塞尔数 Nu 分布的影响与在第 2.1 节的情况基本一致, 不同的是, 由于孔径的增大, 滞止区出现了 1 小块低换热区。

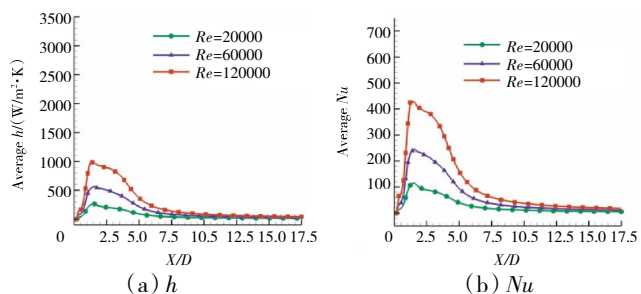
图 10 不同雷诺数下帽罩壁面 h 分布($D=12$ mm)图 11 不同雷诺数下帽罩壁面 Nu 分布($D=12$ mm)

在相同结构参数下, 增大雷诺数使得冲击射流的流速、前缘壁面附近以及侧壁曲面通道内的气流流速

显著增大(如图 12 所示), 且可以明显看到, 孔径增大后, 冲击区内的涡流团逐渐增大, 随着冲击雷诺数增大, 涡流团逐渐减小, 但仍未消失, 受涡流团的影响, 冲击射流对帽罩前缘壁面滞止区的冲击作用被削弱, 这也解释了图 10 与图 11 中的滞止区出现了 1 块低换热区的原因。

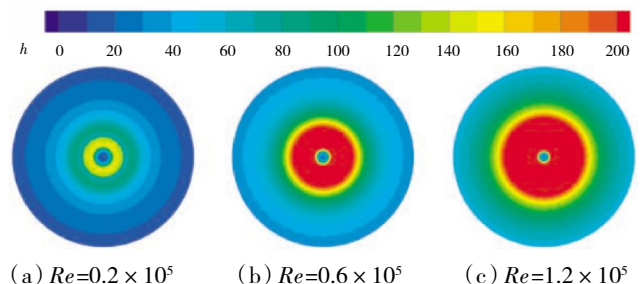
图 12 不同雷诺数下冲击区流场分布($D=12$ mm)

展向平均换热系数 h 和努塞尔数 Nu (如图 13 所示)与第 2.1 节的分布情况基本相一致, 但在滞止点处, 已经能看到其换热效果相比第 2.1 节的明显降低, 这是由于孔径的增大使得射流流速减小, 射流核心靠近前缘倒圆面处射流的湍流度减弱, 造成滞止区处对流换热效果减弱。

图 13 不同雷诺数下帽罩壁面展向换热参数曲线($D=12$ mm)

2.3 $D=20$ mm 时, Re 对换热效果的影响

在第 2.1 节的情况下, 将冲击孔径改为 20 mm, 从换热系数 h (如图 14 所示) 和努塞尔数 Nu (如图 15 所示) 中可见, 雷诺数的增大对换热系数 h 分布和努

图 14 不同雷诺数下帽罩壁面换热系数 h 分布($D=20$ mm)

塞尔数 Nu 分布的影响与第 2.2 节时的情况基本一致,都是增大了高换热区热面积和换热效果,滞止区出现的低换热区更加明显。

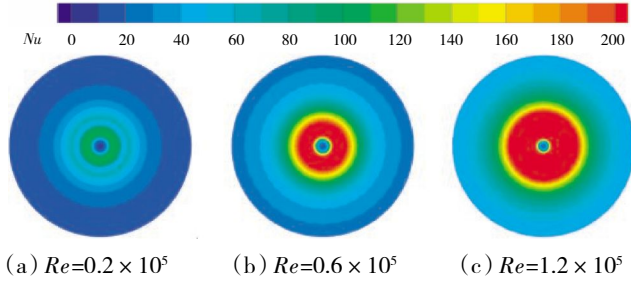


图 15 不同雷诺数下帽罩壁面换热系数 Nu 分布 ($D=20$ mm)

流场分布(如图 16 所示)与第 2.1、2.2 节的情况基本一致,即在相同结构参数下,由于增大雷诺数而增大了冲击射流的流速和前缘壁面附近及侧壁曲面通道内的气流流速,可以明显看到,冲击区内的涡流团随着 Re 的增大逐渐减小。而由于在大孔径下滞止区涡流团相对较大,造成了滞止区更加明显的低换热区。

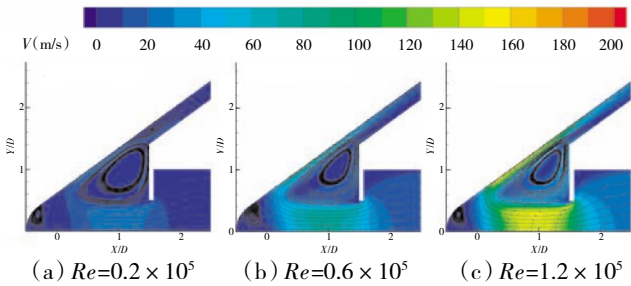


图 16 不同雷诺数下冲击区速度流场分布 ($D=20$ mm)

展向平均换热系数 h 和努塞尔数 Nu 分布(如图 17 所示)与第 2.2 节的分布趋势相同,滞止区内的低换热情况在此工况下依然存在。

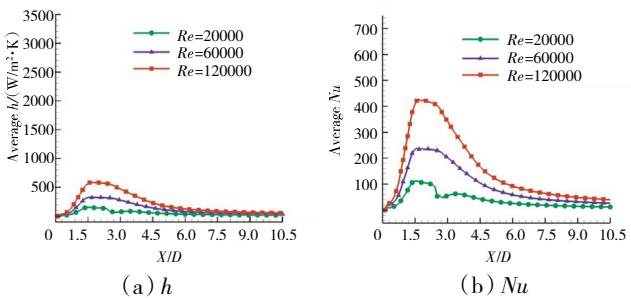


图 17 不同雷诺数下帽罩壁面展向换热参数曲线 ($D=20$ mm)

2.4 冲击孔径的影响

不同孔径下展向平均换热系数 h 和努塞尔数 Nu 分布(如图 18 ~ 20 所示),可以分别得到在 3 种冲击

雷诺数 Re 下不同冲击孔径的换热和流动情况。从图中可见,在相同 Re 下,随着冲击孔径的增大,高换热分布区域逐渐扩大(大换热系数 h 、大努塞尔数 Nu 区域);在滞止区附近,随着冲击孔径的增大,滞止区的面积也在扩大,而滞止区是 1 个低换热区域,因此,低换热区的努塞尔数随着孔径的增大而逐渐减小,且低换热区的覆盖区域也逐渐扩大。

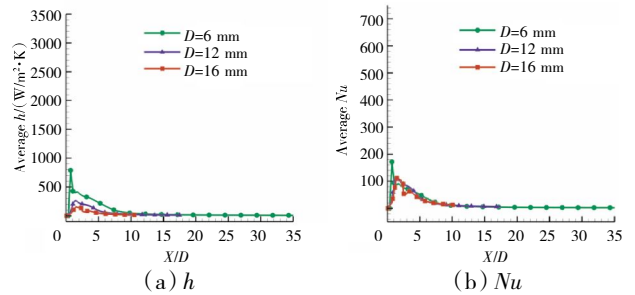


图 18 不同孔径下帽罩壁面展向换热参数分布
($Re=0.2 \times 10^5$)

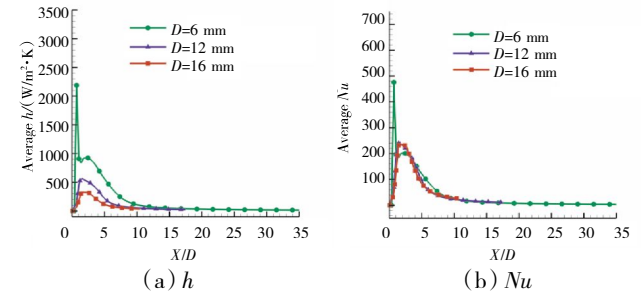


图 19 不同孔径下帽罩壁面展向换热参数分布
($Re=0.6 \times 10^5$)

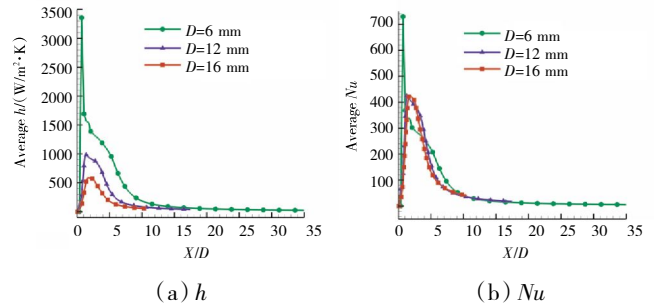


图 20 不同孔径下帽罩壁面展向换热参数分布
($Re=1.2 \times 10^5$)

对比流场分布图可见,在相同 Re 条件下,冲击孔径越大,射流核心速度和前缘壁面附近的气流速度越小,在前缘冲击区形成的涡流团越大,涡流团的流速低,并且涡流团的存在削弱了射流与壁面特别是滞止区的冲击对流换热,使得前缘冲击区域的换热效果减弱。

展向换热参数分布图显示,努塞尔数 Nu 从冲击驻点开始沿径向先升高而后降低,这是由于冲击靶面的中心是帽罩前缘的凹面,该处为流动死区,因此 Nu 最小,同时图 12 也表明,在前缘驻点处出现低速区,随着流动向外发展,冲击效应逐渐显著, Nu 逐渐增大。对比 Nu 曲线可见,在 $X/D < 1$ 和 $X/D > 3.5$ 2 个区域中,冲击孔径 $D=6$ mm 的 Nu 曲线要高于其它冲击孔径的,而 $D=12$ 和 20 mm 2 个大冲击孔径的 Nu 曲线则是基本重合;其中在 $X/D < 1$ 的滞止区内,小孔径的 Nu 远远大于大孔径的,在 $X/D > 3.5$ 的区域,小孔径 Nu 平均大于大孔径 20% 以上;在 $1 < X/D < 3.5$ 的中间区域,大孔径 Nu 平均大于小孔径的约 20%。整体上,在前缘区域,小孔径的 Nu 区域覆盖的范围要稍大于大孔径的。

3 结论

本文在数值模拟方法上对 2 种湍流模型进行了验证与选取,利用该模型计算研究了航空发动机帽罩单孔冲击结构的换热特性,选取了 3 种结构参数和 3 种流动参数下的帽罩前缘的流场、换热系数和努塞尔数进行分析和讨论,主要得出以下结论:

(1) 对比冲击小孔径 6 mm 与冲击大孔径 12 和 20 mm 在 Re 相同的情况下,帽罩前缘表面努塞尔数 Nu 随着冲击孔径的增大而增大;

(2) 滞止点附近的努塞尔数 Nu 随着冲击孔径的增大而减小;在冲击大孔径 12 和 20 mm 情况下,孔径的变化对于壁面的换热效果没有明显影响;

(3) 孔径相同时,射流冲击雷诺数 Re 的增大不仅大幅增大了前缘壁面的努塞尔数 Nu ,也使得帽罩后缘区域的换热效果明显提高。

参考文献:

- [1] YAN Gang, HAN Fenghua. Aircraft anti-ice system [M]. Beijing: Beijing Aviation Textbook Review Group, 1985: 1-10.
- [2] ZHOU Liming, ZHU Lei, ZHAO Jingquan, et al. Numerical study on heat transfer characteristics of jet heat transfer[J]. Aircraft Design, 2014 (1): 19-22.
- [3] Guo Q, Wen Z, Dou R. Experimental and numerical study on the transient heat-transfer characteristics of circular air-jet impingement on a flat plate[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2017, 104: 1177-1188.
- [4] Bu X, Peng L, Lin G, et al. Experimental study of jet impingement heat transfer on a variable-curvature concave surface in a wing leading edge [J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2015, 90: 92-101.
- [5] Poitras G J, Babineau A, Roy G, et al. Aerodynamic and heat transfer analysis of a impinging jet on a concave surface [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 114: 184-195.
- [6] LI Zhi, DU Ruifeng, WEN Ye. Numerical simulation of single-hole jet impinging flow and heat transfer process [J]. Industrial Furnace, 2011 33(4): 1-7.
- [7] LIU Zhao, SONG Liming, FENG Zhenping. Effect of jet diameter on internal flow and heat transfer of turbine blade leading edge [C]// Proc China Society of Engineering Thermophysics - Aerodynamics and Thermodynamics 2009 Academic Conference. Dalian: China Society of Engineering Thermophysics, 2009: 1-10.
- [8] LIU Ancheng, WANG Yameng, HAO Chunshi. SST $k-\omega$ model for reliability of impinging jet cooling[J]. Journal of Nanchang Hangkong University (Natural Science Edition), 2009, 23(4): 32-36.
- [9] Goldstein R, Behbahani A, Kieger Heppelmann K. Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1986, 29(8): 1227-1235.
- [10] Naseem U, Sven O N, Bernhard W, et al. Large-eddy simulations and heat-flux modeling in a turbulent impinging jet [J]. Numerical Heat Transfer, 2009, 55(10): 906-930.
- [11] Balabel A, Askary W E. On the performance of linear and nonlinear $k-\epsilon$ turbulence models in various CFD application [J]. European Journal of Mechanics - B/Fluids, 2011, 30(3): 325-340.
- [12] Rabijit D, Balaji S, Anupam D. LES of a turbulent slot impinging jet to predict fluid flow and heat transfer [J]. Numerical Heat Transfer, 2013, 64(10): 759-776.
- [13] XIE Hao, ZHANG Jingzhou. Numerical study on the heat transfer coefficient of array jet impact cooling [J]. Energy Research and Utilization, 2005(5): 45-47.
- [14] XIE Jianheng. Research on impact cooling characteristics in a narrow space with initial cross-flow [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [15] HAN Yumeng, WANG Xinjun, QIU Wei, et al. Numerical study on the heat transfer characteristics of array jet impact cooling[J]. Turbine Technology, 2010, 52(3): 161-164.
- [16] Baughn J W, Shimizu S. Heat transfer measurements from a surface with uniform heat flux and an impinging jet[J]. Journal of Heat Transfer, 1989, 111(4): 1096-1098.
- [17] Baughn J W. An experimental study of entrainment effects on the heat transfer from a flat surface to a heated circular impinging jet[J]. Journal of Heat Transfer, 1991, 113(4): 1023-1025.

(编辑:刘 亮)